



**Technische Universität Ilmenau**  
Fakultät für Maschinenbau

# Bachelorarbeit

für Frau Vivien Platl

---

geboren am 16.10.1995 in Bonn

---

Studiengang Maschinenbau

---

## THEMA

**„Belastungsanalyse eines Antriebs- und Getriebesystems  
für das Weltraumlabor Ekoplasma“**

verantw. Hochschullehrer: Prof. Dr.-Ing. habil. Klaus Zimmermann

---

Ausgabedatum: 19.03.2018

Abgabedatum: 19.06.2018

---

Ilmenau, den 23.03.2018

Prof. Dr.-Ing. habil. Thomas Fröhlich  
Studiengangverantwortlicher und Beauftragter  
des Prüfungsausschusses für den Studiengang  
Maschinenbau

## Aufgabenstellung für die Bachelorarbeit

von Frau Vivien Platl

### **Thema: Belastungsanalyse eines Antriebs- und Getriebesystems für das Weltraumlabor Ekoplasma**

Die komplexe Plasmaforschung erlaubt Untersuchungen sowohl unter Schwerelosigkeit als auch komplementär dazu im Labor unter Schwerkraftbedingungen. Laufende Weltraumprojekte, wie das europäisch-russische Labor PK-4 auf der ISS oder das aktuell in Planung befindliche Nachfolgelabor Ekoplasma, sind neben diversen anderen erdgebundenen Laboren Hauptforschungsthema der Forschungsgruppe Komplexe Plasmen des DLR Instituts für Materialphysik im Weltraum.

Im Rahmen des Ekoplasma-Projektes wird eine neue Versuchskammer entwickelt. Hierfür wurde ein neuartiges Antriebs- und Getriebekonzept entworfen, welches die speziellen Anforderungen an Präzision, Wiederholbarkeit, Schwerelosigkeit, Vakuum und Plasmabeständigkeit erfüllen soll.

Ziel der Bachelorarbeit ist es, Untersuchungen zur endgültigen Validierung des oben genannten Konzeptes durchzuführen. Hierzu gehören die experimentelle Überprüfung der Belastbarkeit und Funktionalität sowie die Untersuchungen der Auswirkungen eines Raketenstartes.

Dazu sind folgende Aufgaben zu bearbeiten:

- Recherche zu Belastungsversuchen (inklusive Shakerversuche für die Raumfahrt (ECSS, ISO 9100, etc.))
- Definition von Versuchen unter den speziellen Anforderungen des Ekoplasma Projektes
- Versuchsdurchführung hinsichtlich der Konzeption des Motionsystems der Zyflexkammer 2.0 auf Realisierbarkeit, Belastbarkeit und Funktionalität
- Auswertung und Analyse der Versuche
- Technische Interpretation und Risikoanalyse bezüglich Ekoplasma und Raketenstart
- Schriftliche Dokumentation der Ergebnisse

Ausgabedatum:

19. März 2018

Verantwortlicher Hochschullehrer:

Univ.-Prof. Dr.-Ing. habil. Klaus Zimmermann


Betreuer an der TU Ilmenau:

PD Dr. habil. Valter Böhm

Industrieller Betreuer:

Dipl.-Ing. Johannes Prell

DLR Institut für Materialphysik im Weltraum,  
Oberpfaffenhofen

 23.3.18

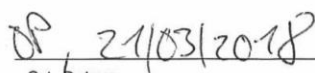
Ort, Datum

  
Unterschrift des verantwortlichen Hochschullehrers

München, 24.03.2018

Ort, Datum

  
Unterschrift des Studierenden

 21/03/2018

Ort, Datum

  
Unterschrift des industriellen Betreuers

## Selbständigkeitserklärung

Hiermit erkläre ich, dass ich diese Arbeit selbständig verfasst habe. Es wurden nur die in der Arbeit ausdrücklich genannten Quellen und Hilfsmittel benutzt. Alle Zitate oder Stellen, die dem Wortlaut nach anderen Werken entnommen sind, habe ich unter Angabe der Quelle als solche kenntlich gemacht.

Oberpfaffenhofen, den

---

Vivien Platl

## Kurzfassung

Die Konzeptionierung von neuen Experimenten für die Verwendung auf der Internationalen Raumstation erfordert spezielle Belastungsanalysen der verwendeten Komponenten. Neben der Auslegung in Bezug auf die Verwendung in Schwerelosigkeit und den besonderen Anforderungen des Experimentes selbst, sind diese äußerst wichtig um die Experimente auf ihre Beständigkeit während des Transportes zur ISS zu überprüfen. Die Arbeitsgruppe Komplexe Plasmen des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt entwickelt zum Zeitpunkt dieser Arbeit das Ekoplasma Labor, welches der Nachfolger von PK-4 wird. Das Kernstück des Labors ist die Zyflexkammer, in welcher es möglich ist, komplexes Plasma zu erzeugen und in Schwerelosigkeit zu untersuchen.

Die vorliegende Bachelorarbeit beschäftigt sich mit der Analyse des in der Zyflexkammer verbauten Antriebs- und Getriebesystems, im weiteren Verlauf als Motionsystem bezeichnet, hinsichtlich dessen Realisierbarkeit, Funktionalität und Belastbarkeit. Es werden Versuche definiert, die die dynamischen Belastungen während des Raketenstarts und Orbitalflugs zu simulieren und es ermöglichen zu überprüfen, ob das Motionsystem auch nach den Belastungen noch funktionstüchtig ist.

## Abstract

The conceptual design of new experiments for the use on the International Space Station requires special load analyses of the components used. In addition to the dimensioning related to a zero gravity environment and the particular requirements of the experiment itself, these tests are crucial to verify their durability during the transport to the ISS. At the time of this bachelor thesis, the working group Complex Plasmas of the German Aerospace Center is developing the Ekoplasma laboratory, which will become the successor of PK-4. The main part of the laboratory is the Zyflex chamber, in which it is possible to generate complex plasma and observe it in zero gravity.

The bachelor thesis at hand deals with the analysis of the drive and transmission system installed in the Zyflex chamber, referred to below as the Motionsystem, with regard to its feasibility, functionality and load capacity. Experiments are defined to simulate the dynamic loads during rocket launches and orbital flights, and enable the testing of the Motionsystems functionality after the loads have been applied.

# Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis .....	I
Tabellenverzeichnis .....	III
Abkürzungsverzeichnis .....	IV
1    Einleitung .....	1
1.1    Ausgangssituation .....	1
1.2    Ziel der Arbeit .....	1
1.3    Strukturierung der Arbeit .....	1
2    Grundlagen .....	3
2.1    Komplexes Plasma .....	3
2.2    Ekoplasma .....	3
2.2.1    Zyflexkammer .....	3
2.2.2    Technische Anforderungen .....	5
2.3    Das Motionsystem .....	6
2.3.1    Veränderung gegenüber dem alten Motionsystem .....	8
2.4    Grundlagen Belastungen .....	8
2.4.1    Statische Belastungen .....	9
2.4.2    Dynamische Belastungen .....	9
2.4.3    theoretische und praktische Belastungsanalyse .....	11
3    Auswahl eines Testsystems zur Simulation des Raketenstarts und Orbitalflugs .....	13
3.1    Launch Phase .....	13
3.2    Vibrationstests in der Raumfahrt .....	13
3.2.1    Relevante Prüfnormen .....	14
3.2.2    Vorgaben ISS Russian Segment .....	16
3.3    Auswahl der Parameter für die dynamische Belastungsanalyse .....	19
3.4    Shakerauswahl .....	21
3.4.1    Bedienung des Shakers und Programm .....	23
3.4.2    Funktionstest des Shakers .....	27

3.5	Der Teststand .....	28
3.5.1	Steuerung des Motionsystems .....	29
3.5.2	Genauigkeit des Teststands .....	31
3.5.3	Montage und Funktionstest des Teststands .....	33
4	Shaker Test .....	34
4.1	Ziel des Experiments .....	34
4.2	Fehlersichtung .....	34
4.3	Ablauffolge der Raketenstart- und Orbitalflugsimulationen .....	35
4.4	Versuchsdurchführung und –beobachtung .....	37
4.4.1	Durchlauf 1 .....	37
4.4.2	Durchlauf 2 .....	41
4.5	Auswertung der Funktionstest .....	44
4.6	Versuchsauswertung .....	48
4.6.1	Fehler am Teststand .....	49
4.6.2	Probleme bei der Anregung des Shakers .....	52
4.6.3	Empfehlungen zu Veränderungen .....	55
5	Ausblick .....	56
6	Zusammenfassung .....	57
7	Literaturverzeichnis .....	58
8	Anhang .....	61
A.	Videoverzeichnis .....	61
B.	Datenblätter .....	63
C.	Programme und Vibrationsprofile der Shakertests .....	65
D.	Gesamt Zeit- und Schrittverläufe der Funktionstests .....	70

## Abbildungsverzeichnis

<b>Abbildung 2.1:</b> Zyflexkammer 2.0 .....	4
<b>Abbildung 2.2:</b> Elektronik und Innenansicht der Zyflexkammer [5, p. 26] .....	5
<b>Abbildung 2.3:</b> Motionsystem mit Zubehör .....	6
<b>Abbildung 2.4:</b> Motionsystem .....	7
<b>Abbildung 2.5:</b> Motionsystem alt .....	8
<b>Abbildung 2.6:</b> Motionsystem alt Close-Up .....	8
<b>Abbildung 2.7:</b> Motionsystem alt Führung .....	8
<b>Abbildung 2.8:</b> Random Vibration .....	9
<b>Abbildung 2.9:</b> Halbsinus-Schock .....	10
<b>Abbildung 2.10:</b> Sägezahn-Schock .....	10
<b>Abbildung 2.11:</b> Trapez-Schock .....	10
<b>Abbildung 3.1:</b> Shaker LDS V721 .....	22
<b>Abbildung 3.2:</b> Shakerplatte .....	22
<b>Abbildung 3.3:</b> Regelkreis Shaker [21] .....	22
<b>Abbildung 3.4:</b> Hardware zum Benutzen des Shakers .....	23
<b>Abbildung 3.5:</b> Shaker Control Main Screen .....	23
<b>Abbildung 3.6:</b> Beispiel. Application Screen "Random" [22] .....	24
<b>Abbildung 3.7:</b> Sinus Profil Setup [22] .....	25
<b>Abbildung 3.8:</b> Random Profil Setup [22] .....	25
<b>Abbildung 3.9:</b> Sinus Schedule .....	26
<b>Abbildung 3.10:</b> Random Schedule .....	26
<b>Abbildung 3.11:</b> Beispiel – Vibrationsprofil .....	27
<b>Abbildung 3.12:</b> Teststand oben .....	28
<b>Abbildung 3.13:</b> Line Plate und Encoder (Guard Ring) .....	28
<b>Abbildung 3.14:</b> Teststand seitlich .....	28
<b>Abbildung 3.15:</b> Teststand im ausgefahrenen Zustand .....	29
<b>Abbildung 3.16:</b> GUI Teststand .....	30
<b>Abbildung 4.1:</b> Schrauben lose rsa1 .....	37
<b>Abbildung 4.2:</b> Vibrationsprofil rsd1 .....	38
<b>Abbildung 4.3:</b> Zahnkranz nicht im Eingriff mit Antriebsritzel (Guard Ring) .....	39
<b>Abbildung 4.4:</b> Zahnkranz in Eingriff mit Antriebsritzel (Guard Ring) .....	39
<b>Abbildung 4.5:</b> Zahnkranz auf dem Antriebsritzel (nach orbe1) .....	39
<b>Abbildung 4.6:</b> Teststand „innen“ .....	40
<b>Abbildung 4.7:</b> SM3 Guard Ring .....	40
<b>Abbildung 4.8:</b> SM2 Guard Ring .....	40
<b>Abbildung 4.9:</b> SM1 Guard Ring .....	40

<b>Abbildung 4.10:</b> SM1 Guard Ring raus ref1 .....	41
<b>Abbildung 4.11:</b> SM2 Guard Ring raus .....	41
<b>Abbildung 4.12:</b> SM1 Guard Ring raus .....	41
<b>Abbildung 4.13:</b> Zahnkranz sitzt auf Antriebsritzel nach rsdneu .....	42
<b>Abbildung 4.14:</b> GUI Fehler Zahnkranz Guard Ring nach rsdneu .....	43
<b>Abbildung 4.15:</b> Spindel SM1 Guard Ring – 5mm .....	43
<b>Abbildung 4.16:</b> Spindel SM2 Guard Ring – 6mm .....	43
<b>Abbildung 4.17:</b> Spindel SM3 Guard Ring – 6mm .....	43
<b>Abbildung 4.18:</b> Zeit-Schritte Diagramm Durchlauf 1.....	45
<b>Abbildung 4.19:</b> Zeit-Schritte Diagramm Durchlauf 2.....	45
<b>Abbildung 4.20:</b> Richtung Pfeilverzahnung nach oben fahren .....	46
<b>Abbildung 4.21:</b> Richtung Pfeilverzahnung nach unten fahren .....	46
<b>Abbildung 4.22:</b> Zeitverlauf 1mm Durchlauf 2.....	48
<b>Abbildung 4.23:</b> Zeitverlauf 5mm Durchlauf 2.....	48
<b>Abbildung 4.24:</b> Sinusfunktion .....	52
<b>Abbildung 4.25:</b> Shakerauslenkung Raketenstart d) [log] .....	54
<b>Abbildung C.1:</b> Raketenstart a) - Shaker Programm .....	65
<b>Abbildung C.2:</b> Raketenstart a) - Vibrationsprofil .....	65
<b>Abbildung C.3:</b> Raketenstart b) - Shaker Programm .....	66
<b>Abbildung C.4:</b> Raketenstart b) - Vibrationsprofil.....	66
<b>Abbildung C.5:</b> Raketenstart c) - Shaker Programm .....	67
<b>Abbildung C.6:</b> Raketenstart c) - Vibrationsprofil .....	67
<b>Abbildung C.7:</b> Orbitalflug d) - Shaker Programm .....	68
<b>Abbildung C.8:</b> Orbitalflug d) - Vibrationsprofil .....	68
<b>Abbildung C.9:</b> Orbitalflug e) - Shaker Programm .....	69
<b>Abbildung C.10:</b> Orbitalflug e) - Vibrationsprofil .....	69



## Tabellenverzeichnis

<b>Tabelle 2.1:</b> Druckbereiche in der Vakuumtechnik [4, p. 10] .....	4
<b>Tabelle 3.1:</b> Auszug aus Tabelle A.1 der EN 60068-2-27:2009 [15] .....	14
<b>Tabelle 3.2:</b> Auszug aus Tabelle C.2 der EN 60068-2-6:2008 [16] .....	15
<b>Tabelle 3.3:</b> ISS Russian Segment User Manual Table 6.1.3.3.2.1 .....	17
<b>Tabelle 3.4:</b> ISS Russian Segment User Manual Table 6.1.3.3.2.2 .....	17
<b>Tabelle 3.5:</b> ISS Russian Segment User Manual Table 6.1.3.3.2.3 .....	18
<b>Tabelle 3.6:</b> ISS Russian Segment User Manual Table 6.1.3.3.4.1 .....	18
<b>Tabelle 3.7:</b> ISS Russian Segment User Manual Table 6.1.3.3.2.4. ....	18
<b>Tabelle 3.8:</b> Versuch Random Vibration .....	20
<b>Tabelle 3.9:</b> Versuch Sinus Vibration.....	20
<b>Tabelle 3.10:</b> Schockprüfung nach ISS Russian Segment User Manual .....	20
<b>Tabelle 3.11:</b> Akustische Vibrationen nach ISS Russian Segment User Manual .....	21
<b>Tabelle 3.12:</b> Beispiel erfasste Daten .....	31
<b>Tabelle 3.13:</b> Genauigkeit Teststand hoch .....	32
<b>Tabelle 3.14:</b> Genauigkeit Teststand runter .....	32
<b>Tabelle 4.1:</b> Raketenstart .....	36
<b>Tabelle 4.2:</b> Orbitalflug.....	36
<b>Tabelle 4.3:</b> Vergleich Referenzdatensätze vor Durchlauf 1 .....	46
<b>Tabelle 4.4:</b> Zeit 5mm rsdneu und orbeneu im Vergleich .....	48
<b>Tabelle 4.5:</b> Raketenstart d) A(f) .....	54
<b>Tabelle D.1:</b> Zeit Elektrode Durchlauf 1 .....	70
<b>Tabelle D.2:</b> Zeit Guard Ring Durchlauf 1.....	70
<b>Tabelle D.3:</b> Schritte Elektrode Durchlauf 1.....	70
<b>Tabelle D.4:</b> Schritte Guard Ring Durchlauf 1 .....	70
<b>Tabelle D.5:</b> Zeit Elektrode Durchlauf 2 .....	71
<b>Tabelle D.6:</b> Zeit Guard Ring Durchlauf 2.....	71
<b>Tabelle D.7:</b> Schritte Elektrode Durchlauf 2.....	71
<b>Tabelle D.8:</b> Schritte Guard Ring Durchlauf 2 .....	71

## Abkürzungsverzeichnis

DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
ISS	International Space Station
NASA	National Aeronautics and Space Administration
Ekoplasma	Experiment Komplexes Plasma
RSC Energia (auch RKK Energija)	S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (auch Raketno-Kosmitscheskaja Korporazija Energija imeni S.P. Koroljowa) ist ein Raumfahrtkonzern in Russland
ESTEC	European Space Research and Technology Centre
IAGB	Industrieanlagen-Betriebsgesellschaft mbH
JSC	Johnson Space Center
GSFC	Goddard Space Flight Center
GUI	Graphical User Interface
SM	Spindelmutter

## Konstanten

g (Erdbeschleunigung)	$9,81 \frac{m}{s^2}$
-----------------------	----------------------

# 1 Einleitung

## 1.1 Ausgangssituation

Am Max-Planck-Institut für extraterrestrische Physik wurde 2007 das Projekt „Entwicklung von Plasmakammern zur Untersuchung komplexer Plasmen unter Schwerelosigkeit im ISS-PlasmaLab“ gestartet. 2014 wurde dies als Teil der Forschungsgruppe Komplexe Plasmen an das DLR transferiert. Die komplexe Plasmaforschung erlaubt Untersuchungen sowohl unter Schwerelosigkeit als auch komplementär dazu im Labor unter Schwerkraftbedingungen. Für das derzeitige Projekt, welches in enger Kooperation mit dem Joint Institute for High Temperatures (JIHT) in Moskau durchgeführt wird, soll eine neue Plasmakammer entwickelt werden. Hauptforschungsthema der Arbeitsgruppe ist deswegen, neben diversen erdgebundenen Laboren und dem laufenden Weltraumlabor PK-4 auf der ISS, das aktuell in Planung befindliche Nachfolgelabor Ekoplasma. [1]

Das zentrale Element aller Labore ist die Plasmakammer, in welcher das Verhalten von Partikeln in Plasmen untersucht wird. In der Kammer des Ekoplasmaalabors, der Zyflexkammer, wird das Plasma zwischen zwei parallel angeordneten Elektroden gezündet. Diese befinden sich am Boden und Deckel der Zyflexkammer. Die Änderung dieses Abstands geschieht durch ein Motionsystem, welches durch ein Computerprogramm angesteuert werden kann. Diese Arbeit befasst sich mit der Untersuchung des besagten Motionsystems.

## 1.2 Ziel der Arbeit

Das Ziel dieser Arbeit ist die Definition und Durchführung von Belastungsversuchen, die die dynamischen Gegebenheiten eines Raketenstarts und Orbitalflugs widerspiegeln. Diese Versuche sollen reproduzierbar sein und es ermöglichen, alle Komponenten auf ihre Festigkeit zu überprüfen, die für die Verwendung auf der ISS vorgesehen sind. Explizit sollen die Belastungsversuche auf das neu entwickelte Motionsystem des Ekoplasma Labor angewandt werden. Dessen Funktionalität soll vor und nach den Versuchen überprüft werden.

## 1.3 Strukturierung der Arbeit

Die Einleitung im ersten Abschnitt soll eine Übersicht über die Arbeit vermitteln.

Im zweiten Abschnitt wird auf die Grundlagen eingegangen, die zum weiteren Verständnis der Arbeit hilfreich sind. Dazu wird das Ekoplasmaalabor kurz vorgestellt, ein Überblick über die Zyflexkammer 2.0 gegeben und das sich darin befindliche, zu untersuchende, Motionsystem erklärt. Außerdem wird in Grundzügen beschrieben, was eine Belastungsanalyse ist und wie diese durchgeführt werden kann.

## *1 Einleitung*

Der dritte Abschnitt behandelt die Auswahl eines geeigneten Testsystems für die Belastungsanalyse. Dazu gehören das Ausarbeiten von Testparametern und die Definition der Versuche, um Komponenten hinsichtlich der Besonderheiten des Raketenstarts und Transportes zur ISS zu testen. Des Weiteren wird ein geeigneter Shaker ausgewählt, um die Belastungstests am Teststand des Motionsystems durchzuführen. Sowohl der Shaker wie auch der Teststand werden auf ihre Funktion getestet.

Der vierte Abschnitt beschreibt, die Durchführung und Auswertung der Belastungsanalyse. Es werden außerdem Fehlerbilder definiert, anhand derer sich der Teststand später hinsichtlich seiner Eignung für den Transport zur ISS bewerten lässt.

Abschnitt fünf liefert dann einen Ausblick über noch bevorstehende Arbeiten und Versuche und der letzte Abschnitt fasst alle in dieser Arbeit erworbenen Kenntnisse zusammen.

## 2 Grundlagen

### 2.1 Komplexes Plasma

Das physikalische Plasma ist ein elektrisch leitfähiges, ionisiertes Gas, das aus Elektronen, Ionen und neutralen Teilchen besteht. Es entsteht, indem man einem Stoff im gasförmigen Zustand weitere Energie zuführt, und wird deshalb häufig als vierter Aggregatzustand bezeichnet. Plasma kommt einerseits natürlich vor. Zum Beispiel befindet sich die Sonne in einem Plasmazustand oder auch Blitze. Plasma lässt sich aber auch mit technischen Hilfsmitteln erzeugen und so gezielt einsetzen. Beispielsweise kommt es in Leuchtstoffröhren vor, wird in der Werkstoffverarbeitung zum Plasmaschweißen oder in der Medizin zur Plasma-Desinfektion verwendet.

Komplexes oder auch staubiges Plasma ist ein ionisiertes Gas, in zusätzliche Mikropartikel befinden, welche sich elektrisch aufladen. Diese „Staubteilchen“ haben eine Größe von bis zu 100 µm und bilden unter bestimmten Bedingungen gasförmige, flüssige oder kristalline Strukturen aus [2]. Diese Tatsache stand bis 1994 im Gegensatz zum allgemeinen Verständnis, dass Plasma der ungeordnetste Zustand der Materie ist. Diese Entdeckung erlaubt seitdem die Untersuchungen von dynamischen Vorgängen in der Materie auf atomarem Level und hat ein neues Forschungsgebiet in der Materialphysik eröffnet.

### 2.2 Ekoplasma

Zur Untersuchung von komplexen Plasmen (siehe dazu Abschnitt 2.1) wird derzeit im DLR ein neues Labor, das Ekoplasma Labor, entwickelt und konstruiert. Das zentrale Element des Labors ist die in Abschnitt 2.2.1 näher beschriebene Plasmakammer. Das Labor soll im Frühjahr 2022 auf die ISS gebracht werden. Dabei soll es bei einer Laufzeit von ca. fünf Jahren bei angesetzt vier Kampagnen pro Jahr zum Einsatz kommen. Jede Kampagne soll wiederum fünf Versuche beinhalten, die jeweils ungefähr 90 Minuten laufen sollen. Das Motion System (siehe Abschnitt 2.3) sollte also in der Lage sein, mindestens diese rund hundert Versuche einwandfrei zu durchlaufen. [3]

#### 2.2.1 Zyflexkammer

Die Zyflexkammer 2.0, wie in Abbildung 2.1 dargestellt, deren Name sich von den Worten zylindrisch und flexibel ableitet, ist die neue Kammer des Ekoplasmalabors zur Untersuchung von komplexem Plasma.



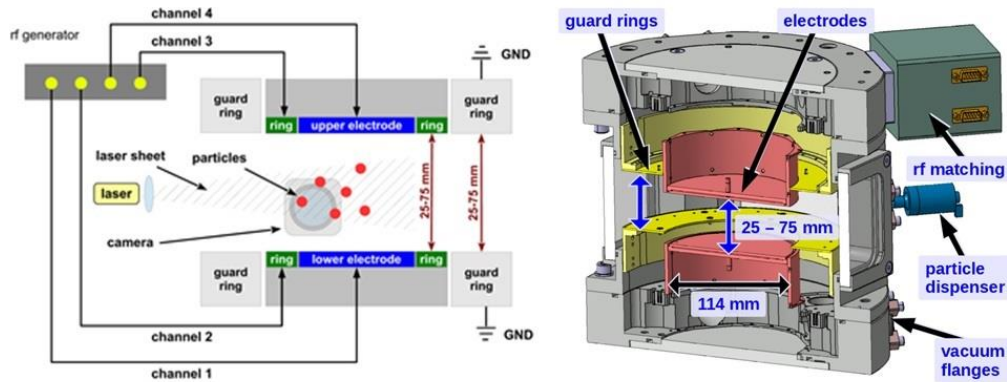
**Abbildung 2.1:** Zyflexkammer 2.0

Der Name deutet dabei auf ihren zylindersymmetrischen Aufbau und das flexible innere Design der Kammer hin. Die Kammer hat einen Durchmesser von 270 mm, eine Höhe von 250 mm und wiegt rund 20 kg. Die Wände, Fenster und Anschlüsse der Plasmakammer sind dafür ausgelegt, Unterdrücken im Bereich des Ultrahochvakuums, siehe Tabelle 2.1, standzuhalten.

**Tabelle 2.1:** Druckbereiche in der Vakuumtechnik [4, p. 10]

Druckbereich	Druck [Pa]	Teilchenzahldichte [cm <sup>-3</sup> ]
Großvakuum (GV)	30.000 – 100	10 <sup>19</sup> – 10 <sup>16</sup>
Feinvakuum (FV)	100 – 10 <sup>-1</sup>	10 <sup>16</sup> – 10 <sup>13</sup>
Hochvakuum (HV)	10 <sup>-1</sup> – 10 <sup>-5</sup>	10 <sup>13</sup> – 10 <sup>9</sup>
Ultrahochvakuum (UVH)	10 <sup>-5</sup> – 10 <sup>-10</sup>	10 <sup>9</sup> – 10 <sup>4</sup>

In der Kammer selbst befinden sich zwei zueinander parallel angeordnete Elektroden, an denen ein Hochfrequenzsignal von ca. 13,5 MHz durch einen RF Generator angelegt werden kann. Um die Elektroden befinden sich sogenannte Guard Ringe. Diese sind geerdet und sorgen für eine definierte Außengeometrie des Plasmas. Sowohl die Elektroden als auch die Guard Ringe lassen sich in der Höhe verstellen.



**Abbildung 2.2:** Elektronik und Innenansicht der Zyflexkammer [5, p. 26]

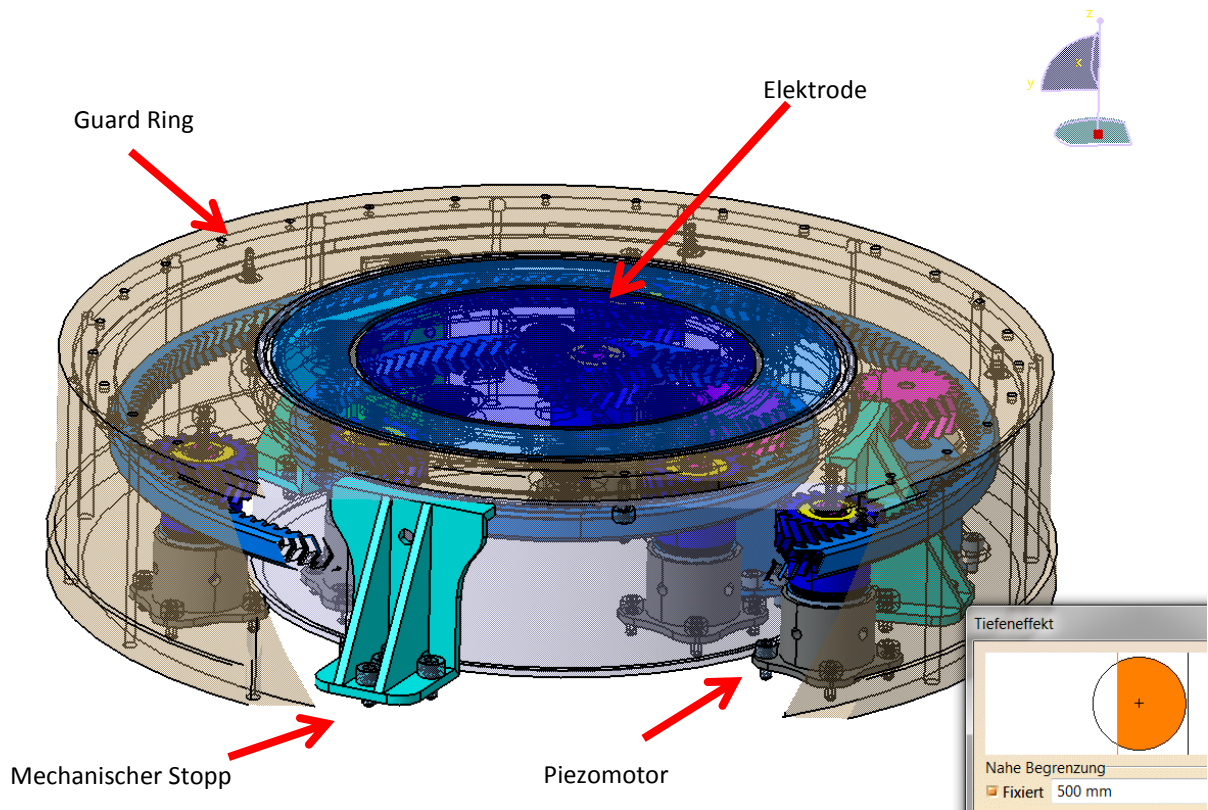
In der Kammer befindet sich ein Arbeitsgas, beispielsweise ein Edelgas wie Argon oder Neon. Über eine Vakuumpumpe wird der Druck in der Kammer reguliert. Der Arbeitsdruck zum Durchführen der Experimente liegt zwischen 0.1 und 133 Pa. (Vergleichsweise beträgt der Atmosphärendruck 101325 Pa [4]). Durch Anlegen des Hochfrequenzsignals wird das Arbeitsgas gezündet und es entsteht Plasma. Über sogenannte *Dispensoren* (*particle Dispenser* Abbildung 2.2) werden mikrometergroße Teilchen in das Plasma geschossen. Diese sphärischen Partikel laden sich auf, wodurch das Komplexe Plasma entsteht. Um die Bewegung der Teilchen zu erfassen und zu analysieren, werden sie von außen mit einem Laser beleuchtet. Mehrere unterschiedliche Kamera-Setups bieten die Möglichkeit, entweder einzelne Partikel zu filmen oder auch den gesamten Innenraum zu betrachten.

### 2.2.2 Technische Anforderungen

Das gesamte Ekoplasmalabor ist für die Forschung auf der ISS ausgelegt. Daraus ergeben sich verschiedenste Anforderungen an das gesamte Labor und somit auch an das Motionssystem. Beide müssen den Belastungen standhalten, denen sie auf dem Transport zur ISS ausgesetzt sind, sie müssen in der Schwerelosigkeit funktionieren und die inneren Teile der Zyflexkammer müssen vakuumtauglich sein. Vakuumtauglichkeit bedeutet unter anderem geringes bis kein Ausgasen der Materialien, niedrige Dampfdrücke (geringer als das angestrebte Vakuum in der Kammer) und sehr hohe Anforderungen insbesondere an Dichtstellen. Außerdem muss die Kammer sehr stabil sein, da sie durch den großen Druckunterschied von innen nach außen extremen Kräften ausgesetzt ist.

Die mechanische Belastbarkeit einzelner Bauteile und Gruppen bis hin zum vollständig montierten Labor werden stufenweise und auf verschiedene Arten getestet.

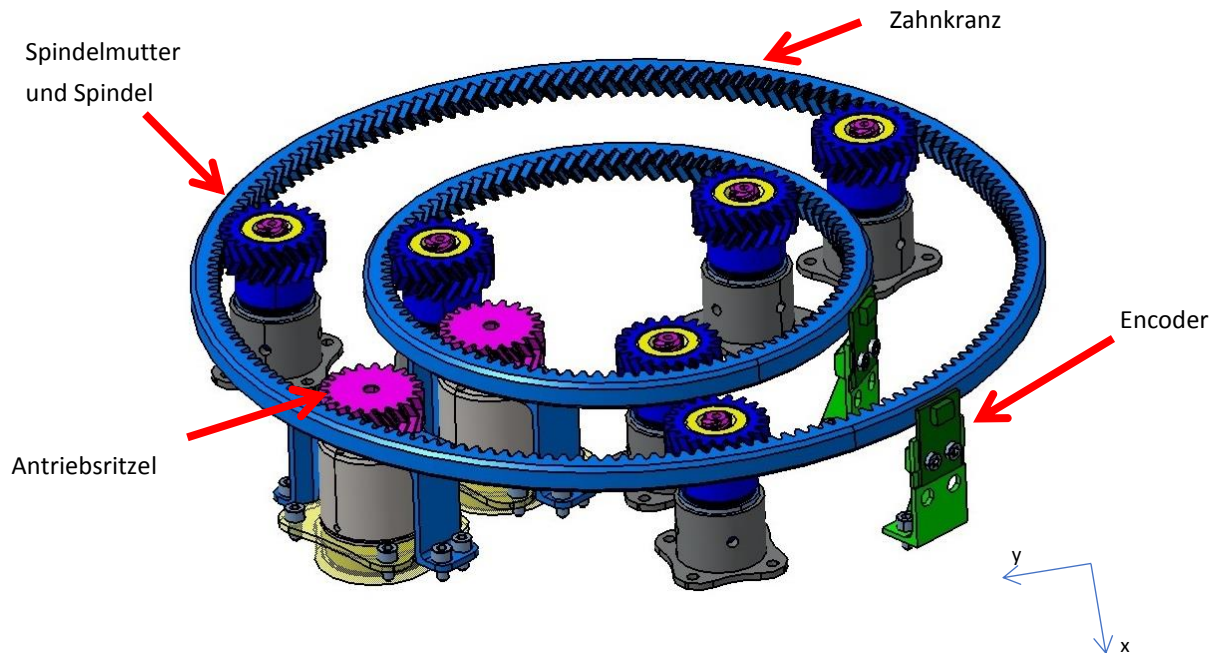
### 2.3 Das Motionsystem



**Abbildung 2.3:** Motionsystem mit Zubehör

Der Aufbau des Motionsystems der Zyflexkammer ist in Abbildung 2.3 dargestellt. Es bietet die Möglichkeit, das innere Volumen der Plasmakammer zu variieren. Konkret bedeutet es, dass es eine Möglichkeit liefert, die Elektroden und Guard Ringe, auch während eines Experiments, nach oben und unten zu verfahren. Der Abstand der Elektroden und Guard Ringe soll minimal 20 mm und maximal 80 mm betragen. In der Zyflexkammer sind zwei Motionsysteme verbaut, deren Anordnung auf Abbildung 2.2 zu sehen ist. Die beiden identischen, einander gegenüberliegenden Aufbauten haben dabei jeweils einen Hubweg von 30mm. Ein mechanischer Stopp verhindert, dass Elektrode und Guard Ring weiter als 32,5mm hinausgefahren werden können. Die Hubwege sollen auf 1mm genau einstellbar sein, lassen sich aber, abhängig von der Steuereinheit, ggf. sogar noch genauer verstellen. Realisiert wird diese Genauigkeit durch die Piezomotoren und die Steigung der Spindel. Wie auf Abbildung 2.4 zu erkennen ist, sind die Motionssysteme für die Elektrode und für den Guard Ring identisch aufgebaut. Auf der Welle des Motors sitzt ein Zahnrad, das Antriebsritzel, welches über den Zahnkranz die Spindelmuttern (SM) antreibt, welche wiederum die Spindeln bewegen. Es wird somit die rotatorische Bewegung der Motoren in eine lineare Bewegung umgewandelt. Die Übersetzung von Motor zu Spindelmutter ist 1:1.





**Abbildung 2.4:** Motionsystem

Die Getriebe für Guard Ring und Elektrode werden von zwei verschiedenen Motoren angetrieben. Somit ist die Verstellung der beiden Komponenten in x-Richtung unabhängig voneinander steuerbar. Werden die Motoren im Uhrzeigersinn angesteuert, wird der Teststand nach oben verfahren, während er sich nach unten bewegt, wenn sich das Antriebsritzel gegen den Uhrzeigersinn dreht.

Die verbauten Piezomotoren sind der LR50 von PiezoMotor [6]. Sie sind sowohl im Vakuum sowie in der Schwerelosigkeit verwendbar. Ihre Resonanzfrequenz liegt bei 12kHz. Sie haben eine sehr hohe Auflösung von  $<0,1\mu\text{rad}$  und schaffen es, unter bestimmten Bedingungen, die Antriebswelle im Mikro-Schrittbereich um einen Winkel von  $0,07\mu\text{rad}$  zu bewegen. Werden die Encoder nicht im Micro-Schritt betrieben, sondern nach Wellenlänge, schaffen sie einen Schrittwinkel von  $550\mu\text{rad}$ . Mit einer Steigung  $P=1$  der Spindeln und dem Micro-Schrittwinkel des Encoders ergibt sich nach folgender Rechnung ein minimaler Verstellweg von  $0,01114\mu\text{mm}$  in x-Richtung.

$$2\pi \text{ rad} \triangleq 1\text{mm} \quad (2.1)$$

$$0,07 * 10^{-6} \text{ rad} \triangleq \frac{1\text{mm}}{2\pi \text{ rad}} * 0,07 * 10^{-6} \text{ rad} \quad (2.2)$$

$$0,07\mu\text{rad} \triangleq 0,01114 * 10^{-6} \text{ mm} \quad (2.3)$$

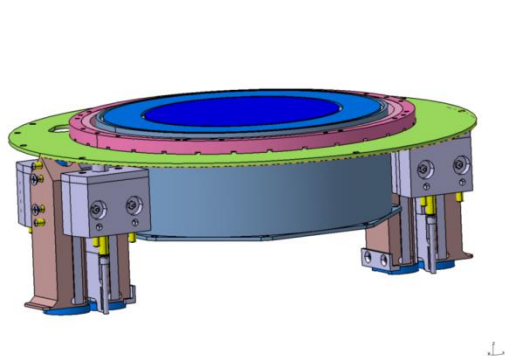
Der Verstellweg und die dazugehörigen Messgrößen wie Geschwindigkeit und Zeit werden über zwei Encoder ausgelesen. Es handelt sich hierbei um die Encoder der Serie AEDR-8300

Series von Avago Technologies [7]. Sie haben einerseits eine sehr hohe Auflösung, was zu einer hohen Genauigkeit führt, und liefern zudem zwei um 90° zueinander versetzte Ausgangssignale, wodurch sich zusätzlich die Bewegungsrichtung bestimmen lässt. Sowohl an der Elektrode wie auch am Guard Ring sind Line Plates angebracht, die von den Encodern ausgelesen werden.

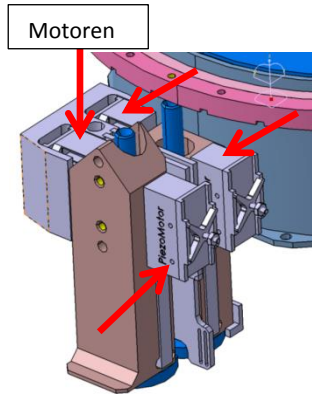
Das Motionsystem wird in der Zyflexkammer zweimal verbaut. Da es sich um den identischen Aufbau handelt, reicht die Untersuchung eines Motionsystems.

### 2.3.1 Veränderung gegenüber dem alten Motionsystem

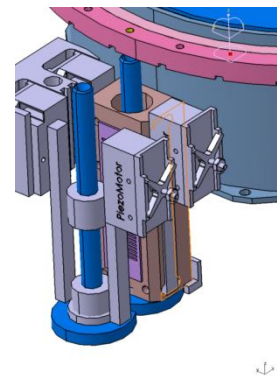
Im Motionsystem der alten Zyflexkammer waren insgesamt 8 lineare Piezomotoren verbaut, siehe dazu Abbildung 2.5, Abbildung 2.6 und Abbildung 2.7. Im Motionsystem der Zyflexkammer 2.0 werden hingegen nur 2 rotatorische Piezomotoren verbaut. In Verbindung mit dem Getriebesystem können Probleme durch Verkanten und Verkippen vermieden werden. Dies waren die Hauptprobleme beim alten Motionsystem, da es über die Steuerung nicht möglich war, die Linearmotoren immer gleich schnell anzutreiben. Wie auf den nachfolgenden Abbildungen zu sehen, wurden jeweils zwei Motoren für eine Führung und von denen jeweils zwei pro Komponente verbaut. Im neuen Motionsystem wird die Bewegung auf jede Komponente über drei Punkte übertragen.



**Abbildung 2.5:** Motionsystem alt



**Abbildung 2.6:** Motionsystem alt Close-Up



**Abbildung 2.7:** Motionsystem alt Führung

## 2.4 Grundlagen Belastungen

Als Belastung bezeichnet man im Maschinenbau im Allgemeinen äußere Einflüsse, die auf eine Konstruktion bzw. ein Bauteil wirken. Dazu gehören zum Beispiel Kräfte, Momente, Temperatur und Druck. Diese Belastungen können entweder dauerhaft und konstant, wechselnd oder schwellend auf; also statisch oder dynamisch. [8]

Beanspruchungen hingegen sind die durch Belastung entstehenden inneren Spannungen und Dehnungen eines Bauteils.

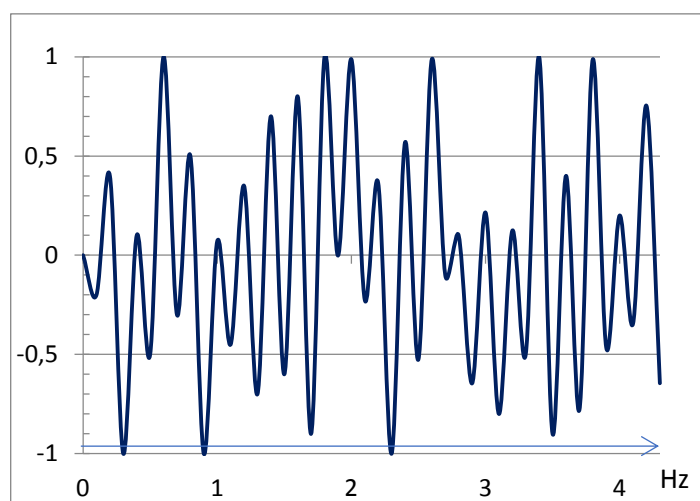
### 2.4.1 Statische Belastungen

Typische Belastungsarten sind Zug, Druck, Scherung, Biegung und Torsion. Diese können sowohl statisch als auch dynamisch auftreten. Statisch wirkende Kräfte und Momente bleiben von ihrer Wirkungsrichtung und ihrem Betrag her konstant. Sie werden auch ruhende Belastungen genannt.

### 2.4.2 Dynamische Belastungen

Bei den dynamischen Belastungen hingegen ändern sich Betrag und Wirkungsrichtung über die Zeit. Eine Art der dynamischen Belastung sind beispielsweise Vibrationen. Sie werden im Allgemeinen als Schwingung bezeichnet und beschreiben die Oszillation eines mechanischen Systems; die schwingende Bewegung eines mechanischen Systems um seine stabile Gleichgewichts- bzw. Ruhelage. Dadurch entstehen an der in Schwingung versetzten Konstruktion Deformationen einzelner oder aller Komponenten, welche zu hohen Beanspruchungen innerhalb des Bauteils führen und nicht nur elastische, sondern auch plastische Verformungen herbeiführen können.

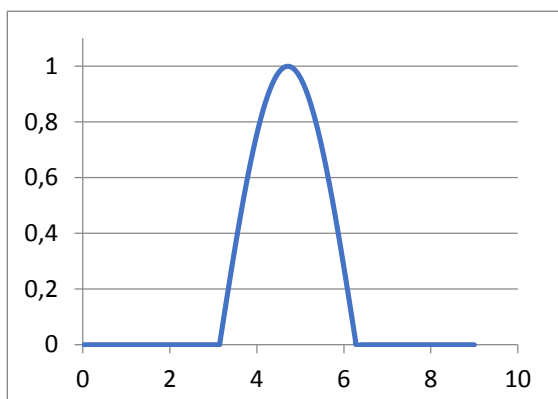
Vibrationen können in verschiedene Kategorien unterteilt werden. Eine Möglichkeit ist es, sie nach der Form ihrer Schwingung einzuteilen, also harmonisch/nicht harmonisch oder gedämpft/ungedämpft. Eine andere Möglichkeit ist die Art der Erregung; ist die Vibration erzwungen, wird dem System durchgehend von außen Energie zugeführt, während eine freie Schwingung, nach einmaliger Auslenkung des Systems aus seiner Ruhelage, sich selbst überlassen wird [9] [10].



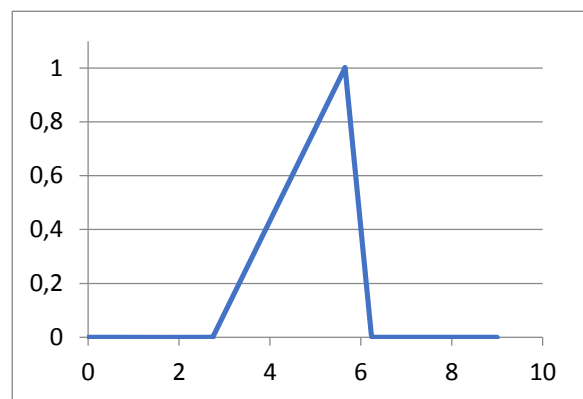
**Abbildung 2.8:** Random Vibration

Die meisten Vibrationen, die im Alltag auftreten, sind nicht harmonischer Natur und dementsprechend auch nicht periodisch. Viel häufiger kommen in der Regel nicht harmonische, also zufällige Schwingungen vor. Diese sogenannten Random Vibrations (Breitbandrauschen) sind ein über einen bestimmten Frequenzbereich stochastisches, aperiodisches Signal. Es wird über die Spektrale Beschleunigungsdichte (engl. Acceleration Spectral Density (ASD) oder Power Spectral Density (PSD)) mit der Einheit  $\frac{(\frac{m}{s^2})^2}{Hz}$  ausgedrückt und ist der quadratische Mittelwert des Beschleunigungssignals, geteilt durch den Frequenzbereich [11].

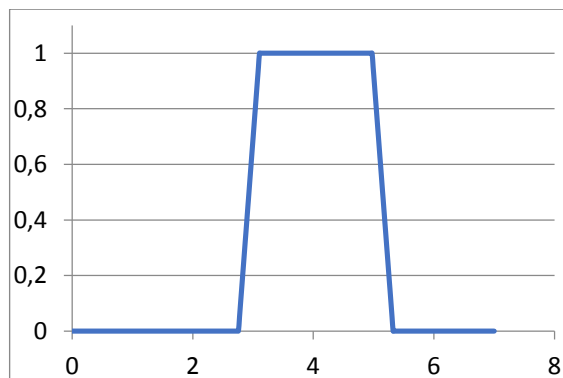
Ein besonderer Fall tritt ein, wenn das System mit seiner Eigenfrequenz angeregt wird. Die dadurch entstehende Resonanz kann sich schädlich auf das System auswirken. Liegt die Erregerfrequenz nämlich in der Nähe der Eigenfrequenz des Systems, so sind die Schwingungen ungedämpft, werden bei fortdauernder Erregung immer größer und steigen theoretisch bis zu unendlichen Amplituden an, was wiederum irreparablen Schäden und zur Zerstörung des Systems führt.



**Abbildung 2.9:** Halbsinus-Schock



**Abbildung 2.10:** Sägezahn-Schock



**Abbildung 2.11:** Trapez-Schock

Eine andere Art der dynamischen Belastung sind Schocks. Ein Schock bzw. Stoß beschreibt bei einem schwingenden System eine einmalige, sehr starke Anregung, die zu einer hohen Auslenkung führt und danach schnell wieder abklingt. Schocks können in verschiedenen Formen auftreten. In DIN EN 60068-2-27 wird beispielsweise zwischen den Grundformen Halbsinus (halbe Periode einer Sinuswelle), Sägezahn (asymmetrische Dreieckform mit kurzer Abfallzeit) und Trapez (symmetrisches Trapez mit kurzer Anstiegs- und Abfallzeit) unterschieden.

### 2.4.3 theoretische und praktische Belastungsanalyse

Allgemein beschreibt die Belastungsanalyse den Vorgang, eine Struktur zu belasten um die eintretenden Veränderungen festzustellen und danach qualitativ auszuwerten. Zu den auszuwertenden Informationen, die bei der Belastungsanalyse gesammelt werden, zählen das elastische Verhalten, die ggf. eintretende plastische Verformung sowie z.B. die Mindesttragfähigkeit der zu untersuchenden Struktur [8]. Eine Art der Belastungsanalyse ist der Festigkeitsnachweis. Er dient dazu aufzuzeigen, dass die zu untersuchende Konstruktion unter den vorgegebenen Belastungen nicht versagt und kann rechnerisch und/oder experimentell durchgeführt werden.

Der Nachweis der Festigkeit eines mechanischen Systems lässt sich grundsätzlich rechnerisch ermitteln. Besonders bei komplexen Modellen werden vor der Fertigung oft sogenannte virtuelle Prototypen erstellt und getestet, um mögliche Fehler schon frühzeitig aufzudecken und somit Kosten zu sparen. Je komplexer jedoch die Konstruktion und ihre geometrische Form sind, desto schwieriger und aufwändiger wird die Berechnung. Im Allgemeinen wird deswegen die Finite-Elemente-Analyse (FEA) oder die Finite-Elemente-Methode (FEM) verwendet. Es handelt sich dabei um ein numerisches Berechnungsverfahren. Die zu untersuchende Geometrie wird in endlich viele kleine Teilgebiete/-körper unterteilt, welche sich gut berechnen lassen und eine einfache Form haben. Die zur Berechnung entstehenden Differentialgleichungen werden dann numerisch gelöst. Durch die heute verfügbare hohe Rechenleistung lassen sich neben den wirkenden Kräften und Momenten auch die Einflüsse von physikalischen Größen wie Temperatur und Druck auf die Konstruktion simulieren und in die Berechnung aufnehmen.

In dem Bereich niedriger Frequenzen ist es möglich über die FEM eine relativ genaue Vorhersage über das Verhalten der zu testenden Struktur zu ermitteln. Diese Genauigkeit nimmt jedoch im Allgemeinen mit zunehmender Frequenz ab, was einerseits an den mathematischen Modellen liegt und andererseits technische Hintergründe hat. Zu letzteren zählen die unvermeidbaren Fertigungs- und Montagabweichungen vom ComputermodeLL. Diese führen dazu, dass scheinbar identische Strukturen unterschiedliches Verhalten bei hohen Frequenzen aufweisen. [12, p. 30]

Zur Überprüfung der Belastbarkeit soll das neue Antriebssystem aus Abschnitt 2.2.1 nach bestimmten Vorgaben (siehe dazu Abschnitt 3.2.2) geprüft werden. In der Arbeit wird hierzu hauptsächlich auf die experimentellen Belastungsversuche eingegangen und bei den theoretischen Grundlagen im weiteren Verlauf deswegen nicht weiter ins Detail gegangen und besonders die experimentelle Belastungsanalyse betrachtet.

Experimentelle Belastungsversuche können sowohl zerstörend als auch zerstörungsfrei ablaufen. Dabei kommt es darauf an, was untersucht werden soll. Zerstörend wird geprüft, wenn zum Beispiel die Dauerschwingfestigkeit eines Prüflings festgestellt werden soll. Die zerstörungsfreie Prüfung zeigt hingegen auf, dass der Prüfling den geforderten Bedingungen mit ausreichend Sicherheit standhalten kann. Eine Art zur Untersuchung von Betriebsfestigkeit von Bauteilen ist zum Beispiel der Wöhlerversuch. Es handelt sich dabei um eine Schwingfestigkeitsprüfung, bei dem die Bauteile zyklisch, und für gewöhnlich, einer sinusförmigen Belastung ausgesetzt werden. Der Versuch wird entweder so lange durchgeführt, bis ein vorher bestimmtes Materialversagen eintritt, beispielsweise ein Bruch, oder eine definierte Anzahl an Schwingungen ausgehalten wurde.

## **3 Auswahl eines Testsystems zur Simulation des Raketenstarts und Orbitalflugs**

### **3.1 Launch Phase**

Während des Raketenstarts und des Fluges in der Erdumlaufbahn ist das Transportmodul inklusive der Fracht vielen Belastungen ausgesetzt. So treten an und in der Rakete verschiedene Vibrationslevel auf die, wenn sie zu lange andauern oder die Frequenz im falschen Bereich liegt, zur Zerstörung einzelner Bauteile oder gar des ganzen Moduls führen können. Grund für diese Schwingungen sind zum Beispiel die hohe Beschleunigung und die Stoßbelastungen aufgrund von Sprengstoffzündungen bei Stufenraketen. Die dynamischen Belastungen werden in zufällige Schwingungen, harmonische (sinusförmige) Schwingungen und akustisch-induzierte Schwingungen unterteilt. Hinzu kommen noch die bereits erwähnten Stoßbelastungen.

Sollte das Motionsystem oder eine andere innerhalb der Vakuumkammer verbaute Komponente während des Transports zur ISS beschädigt werden, hätte dies gravierende Folgen bis hin zum Abbruch des gesamten Projekts, da es nicht möglich ist, die Zylinderkammer an Bord der ISS zu öffnen. Deswegen ist es besonders wichtig, die Systeme vor dem Transport auf ihre Funktionalität und Festigkeit zu prüfen.

### **3.2 Vibrationstests in der Raumfahrt**

Um Konstruktionen und einzelne Bauteile auf ihre Betriebsfestigkeit zu überprüfen, werden in der Raumfahrt und auch in anderen Bereichen der Industrie Vibrationstests, sowie oft auch Schwingungs- und Schockprüfungen durchgeführt. Diese erfolgen zusätzlich zu den statischen Belastungstests. Bei der Vibrationsprüfung werden typische bzw. erwartete Belastungen simuliert, denen die Konstruktion, das Bauteil oder der Werkstoff standhalten muss.

Schwingungsprüfungen dienen dazu, die handwerkliche Ausführung und die durch Menschen verursachten Fehler in der Konstruktion und Montage aufzudecken, welche durch vorherige Berechnungen, sowie die statischen Tests nicht zwingend erkennbar sind. Im Allgemeinen gilt, je später die Fehler im Produktionsprozess aufgedeckt werden, desto teurer und aufwändiger wird es sie zu beseitigen. Bei den Vibrationstests handelt es sich oft um zeitraffende Prüfungen. Dabei wird die Prüfdauer reduziert und die Belastungen dementsprechend verschärft, so dass sich trotzdem ein aussagekräftiges Ergebnis erzielen lässt.

Sowohl die NASA wie auch die ESA haben eigene Testzentren. Das Europäische Weltraumforschungs- und Technologiezentrum ESTEC (European Space Research and

Technology Centre) bietet der ESA Möglichkeiten, ganze Satelliten auf ihre Festigkeit (durch Vibrations- und Schocktests) und hinsichtlich Fertigungs-, Material und Montagefehlern zu überprüfen. Dasselbe gilt für die Testzentren JSC (Johnson Space Center) und GSFC (Goddard Space Flight Center) welche von der NASA benutzt werden. In letzterem wird beispielsweise das James Webb Space Telescope getestet [13]. Ein weiteres Raumfahrt-Testzentrum besitzt die IABG (Industrieanlagen-Betriebsgesellschaft mbH) in Ottobrunn [14], welches sowohl vom DLR wie auch von der ESA benutzt wird.

#### 3.2.1 Relevante Prüfnormen

In diesem Abschnitt werden verschiedene Dokumente aufgelistet, in denen Methoden und konkrete Werte bezüglich der Schwingungsprüfung definiert werden. Sie dienen zum späteren Abgleich mit dem in Abschnitt 3.2.2 behandelten Testparametern und zeigen zudem andere Möglichkeiten auf, Komponenten zu testen.

Prüfnormen, die sich mit den Stoß- und Schwingungsbelastungen beschäftigen und in der Industrie zu einer normgerechten Überprüfung der Produkte führen, sind oft nur auf die Luftfahrt und nicht auf die Raumfahrt ausgelegt. Trotzdem werden sie hier zum Vergleich herangezogen, da sich die Belastungsprofile ähneln können. Beispielsweise befassen sich mehrere Kapitel der DIN EN 60068-2 mit Schwingungsprüfungen. In der EN 60068-2-27:2009 sind verschiedene Möglichkeiten zur Schockprüfung aufgelistet. Es wird dabei in verschiedene Schockformen eingeteilt und Anwendungsbeispiele für diese gegeben.

**Tabelle 3.1:** Auszug aus Tabelle A.1 der EN 60068-2-27:2009 [15]

Schärfegrad		Dauer	Schockform	Einsatz des Bauteils	Einsatz des Geräts
Spitzenbeschleunigung					
m/s <sup>2</sup>	G	ms			
1000	100	6	Halbsinus, Sägezahn, Trapez (nicht für die Prüfung von Bauteilen geeignet)	...	... energiereiche Schocks aufgrund der Zündung oder Stufentrennung von Raketen (Raumfahrzeugen), von aerodynamischen Schockwellen und beim Wiedereintritt von Raumfahrzeugen ...

Die EN 60068-2-6:2008 beschreibt ein Prüfverfahren, bei welchem geprüft wird, wie sich die zu untersuchenden Bauteile/Komponenten bei sinusförmigen Schwingungen verhalten. Es wird explizit betont, dass die Prüfnorm zum aufdecken „jede[r] mechanische[n] Schwachstelle und/oder Verschlechterung des spezifizierten Leistungsvermögens des Prüflings“ [16, p. 6] gedacht ist. Bezüglich des Lufttransportes wird in dem Dokument Folgendes angegeben.



**Tabelle 3.2:** Auszug aus Tabelle C.2 der EN 60068-2-6:2008 [16]

	Anzahl der Frequenzzyklen in jeder Achse				Anwendungsbeispiele
Amplitude / Frequenzbereich [Hz]	0,15mm oder 20 m/s <sup>2</sup>	0,35mm oder 50 m/s <sup>2</sup>	0,75mm oder 100 m/s <sup>2</sup>	1,5mm oder 200 m/s <sup>2</sup>	
10 bis 2000	-	10	10	-	Geräte für Hochgeschwindigkeitsflugzeuge, die höheren Werte gelten für Geräte in der Nähe, aber nicht innerhalb der Triebwerksgondeln
				10	Flugzeugtriebwerksgondeln

Dynamischen Belastungen, wie sie durch rauschförmige Schwingungen erzeugt werden, widmet sich Teil 02-64 der EN 60068 aus dem Jahr 2008. Er „zeigt, ob ein Prüfling die dynamischen Belastungen infolge der spezifizierten Belastungen durch Schwingungen mit rauschförmiger Anregung erträgt, ohne in seiner Funktion oder seinen strukturellen Eigenschaften mehr als hinnehmbar beeinträchtigt zu werden“ [17, p. 5].

Aus dem „Spacecraft mechanical loads analysis handbook“ ECSS-E-HB-32-26A geht hervor, dass die mechanischen Belastungen, denen die Ladungen einer Trägerrakete ausgesetzt sind, in statische und dynamische Lasten eingeteilt sind und in verschiedenen Phasen des Raketenstarts und –flugs vorkommen. Neben der statischen Beschleunigung treten verschiedene Vibrationsumgebungen auf. Frequenzen im Bereich von 0Hz bis maximal 150Hz decken den Bereich der niederfrequenten Vibrationslevel ab. Die hochfrequenten Vibrationen treten als Breitbandrauschen zwischen 20Hz und 2000Hz auf und werden über Kopplungsstellen von der Trägerrakete auf die Ladung übertragen. Die hohen Frequenzen, die bei der Schalldruckumgebung auftreten, liegen zwischen 20Hz und 8000Hz und werden entweder direkt oder auch durch Kopplungsstellen von anderen Komponenten übertragen. Zuletzt treten noch die Schock Begebenheiten auf. Deren Energielevel liegt bei oder über 500 Hz und wird in einem Frequenzbereich von 100Hz bis 10KHz gemessen. [12]

Zwei weitere Dokumente, die Spezifikationen bezüglich der Vibrationstests in der Luft- und Raumfahrt angeben, sind nachfolgen aufgelistet.

Das von der Radio Technical Commission for Aeronautics (RTCA) veröffentlichte und mit der European Organization for Civil Aviation Equipment (EUROCAE) entwickelte Dokument RTCA/DO-160 beschäftigt sich mit Umwelteinflüssen und Versuchsabläufen für

Luftfahrtausrüstung („Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment“). Es bezieht sich dabei hauptsächlich auf die Einflüsse auf die Elektronik. [18]

Auch die US-amerikanische Militärnorm „MIL STD-810 Test Method Standard for Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests“ definiert in den Methoden 514.6 – 517.1 Testbedingungen für Vibrations-, Schock- und Akustikprüfungen. [19]

#### **3.2.2 Vorgaben ISS Russian Segment**

Die Forschungsgruppe Komplexe Plasmen des DLR arbeitet mit dem Raumfahrtkonzern S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (PAO RSC Energia) zusammen. Die RSC Energia ist für den Transport der Labore und Versuchsaufbauten zum Russian Segment der ISS verantwortlich. Damit keine Teile beschädigt werden und der Transport reibungslos verläuft, hat die RSC Energia ein User Manual [20] für Kooperationspartner zur Verfügung gestellt. In diesem steht neben generellen Informationen beispielsweise, was bei der Entwicklung eines neuen Projektes hinsichtlich der vorhandenen Ressourcen und Besonderheiten im Russischen Modul auf der ISS zu beachten ist, sowie Informationen darüber, welche Belastungen die Labore und Versuchsaufbauten in den verschiedenen Phasen des Transportes aushalten können müssen.

In dem Abschnitt „Mechanical Load“ des Handbuchs, wird vorab die Einbaulage der Komponenten im Transport Modul definiert. Dabei ist die X-Achse parallel zur Transportrichtung. Y- und Z-Achse sind jeweils rechtwinklig dazu und vervollständigen das Koordinatensystem. Die positive Richtung der X-Achse ist entgegengesetzt zur Transportrichtung.

Bei der Untersuchung der einzelnen Module hinsichtlich ihrer Betriebsfestigkeit wird zwischen den zwei Belastungsfällen statisch und dynamisch unterschieden, wobei für diese Arbeit nur die Vorgaben für dynamische Belastungen von Interesse sind. Es wird neben dem Transport von der Erde zur ISS auch der Transport auf der Erde selber, also der Weg hin zum Weltraumbahnhof, berücksichtigt. Die Vorgaben in dem Dokument sind dazu folgende [20, pp. 106-111]:

##### **6.1.3.3.2 Während dem Aufstieg zum Orbit:**

[...] Qualifikationslevel für alle Vibrationsbelastungen in allen Phasen des Fluges in drei rechtwinklig zueinanderstehenden Richtungen sind wie folgt formuliert:

- Frequenzen von bis zu 20 Hz als Breitbandrauschen/random Vibration Entsprechend Tabelle 6.1.3.3.2.1
- Frequenzen in einem Bereich von 5 bis 2000 Hz als Sinusvibrationen Entsprechend Tabelle 6.1.3.3.2.2

**Tabelle 3.3:** ISS Russian Segment User Manual Table 6.1.3.3.2.1

Mission phases	Spacecraft compartment	Frequency subranges, Hz						Exposure duration, s
		20-50	50-100	100-200	200-500	500-1000	1000-2000	
		Vibration acceleration spectral density, g <sup>2</sup> /Hz						
Ascent to orbit	Orbital module, cargo compartment	0.02	0.02	0.02-0.05	0.05	0.05-0.025	0.025-0.013	120
	Descent vehicle	0.02	0.02	0.02	0.02	0.02-0.01	0.01-0.005	120
	Orbital module, cargo compartment, descent vehicle	0.02	0.02	0.02	0.02-0.008	0.008-0.004	0.004-0.002	480
Orbital flight	Orbital module, cargo compartement	0.004	0.004	0.004	0.004	0.004	0.004-0.002	600
	Descent vehicle	0.004	0.004	0.004	0.004 – 0.01	0.01	0.01-0.005	600
Descent	Descent vehicle	0.004	0.004	0.004	0.004 – 0.01	0.01	0.01-0.005	600

**Tabelle 3.4:** ISS Russian Segment User Manual Table 6.1.3.3.2.2

Mission phases	Frequency sub-range, Hz					Exposure duration, s
	5-25	25-200	200-800	800-1500	1500-2000	
	Vibration acceleration amplitude, g					
Ascent to orbit	1	1-3	3-5	5-8	8	300
Orbital flight	0.5	0.5-1	1-3	3-5	5-2	300
Descent	-	0.5-1	1-3	3	3-2	100

Qualifikationslevel hinsichtlich Schockbelastungen in drei zueinander rechtwinkligen Richtungen sind in Tabelle 6.1.3.3.2.3 aufgelistet.

**Tabelle 3.5:** ISS Russian Segment User Manual Table 6.1.3.3.2.3

Peak acceleration, g	Pulse duration, ms	Number of shocks
40	1 – 3	Two shocks in each direction and along each axis

6.1.3.3.3. Während des Orbitalflugs:

[...] Qualifikationslevel hinsichtlich aller Bereiche des Raumfahrzeuges in drei zueinander rechtwinkligen Richtungen sind in den Tabellen 6.1.3.3.2.1 und 6.1.3.3.2.2 gegeben

Die Qualifikationslevel hinsichtlich Schockbelastungen im Orbitalflug sind in Tabelle 6.1.3.3.4.1 gegeben

**Tabelle 3.6:** ISS Russian Segment User Manual Table 6.1.3.3.4.1

Peak acceleration, g	Pulse duration, ms	Number of shocks
40	1 – 3	5 shocks in each direction and along each axis

Betriebsbedingte akustische Belastungen, die an dem Raumfahrzeug während des Aufstiegs auftreten, sind in Tabelle 6.1.3.3.2.4. gegeben

**Tabelle 3.7:** ISS Russian Segment User Manual Table 6.1.3.3.2.4.

Central frequencies of octave frequency bands, Hz								Total level, dB	Duration of exposure, s
31.5	63	125	250	500	1000	2000	4000		
RMS levels of acoustic pressure in octave frequency sub-ranges, dB									
On the surface of the spacecraft									
129	134	138.5	136	135	127	120	118	142.5	60
Inside cargo compartment or orbital module									
122	127	131	129	128	120	113	111	135	60

Diese Tabellen dienen im weiteren Verlauf der Arbeit als Grundlage für die Belastungsanalyse des Motionsystems, da es sich hierbei um die exakten Forderungen der kooperierenden Organisation an die Festigkeit hinsichtlich auftretender Vibrationen an den zu transportierenden Frachten handelt.

### 3.3 Auswahl der Parameter für die dynamische Belastungsanalyse

Bereits für das PK-4 Labor hat das DLR mit der RSC Energia zusammengearbeitet und die im ISS Russian Segment User Manual vorgegebenen Belastungsgrenzen als Richtlinien verwendet. Deswegen dienen die Tabelle 3.3 bis Tabelle 3.6 aus dem ISS Russian Segment User Manual mit Blick auf die bisher erwähnten Normen als Grundlage für den Versuchsablauf. Die dynamischen Belastungen werden in folgende Kategorien eingeteilt.

- Die Missions Phasen:
  - Raketenstart (relevant)
  - Orbitalflug (relevant)
  - Rücktransport (nicht relevant, da kein Rücktransport vorgesehen ist)
- Die Raumschiffabteile (Spacecraft Compartements) in denen die Belastungen auftreten:
  - Orbitalmodul (relevant)
  - Frachtmodul (relevant)
  - Rücktransportmodul (nicht relevant, da kein Rücktransport vorgesehen ist)
- Belastungstypen: (alle relevant)
  - Breitbandrauschen (random Vibration)
  - Sinusvibrationen
  - Schockbelastung
  - akustische Belastungen
- Belastungsrichtung:
  - In alle drei Achsen

Aus diesen Vorgaben lassen sich folgende Parameter für die Versuche, im nachfolgenden auch Shakertests oder Simulationen genannt, definieren:

### 3 Auswahl eines Testsystems zur Simulation des Raketenstarts und Orbitalflugs

**Tabelle 3.8:** Versuch Random Vibration

	Frequenz [Hz]	Zeit [s]	Amplitude [ $g^2/Hz$ ]
<b>Raketenstart</b>	20-50	120	0,02
	50-100		0,02
	100-200		0,02 – 0,05
	200-500		0,05
	500-1000		0,05 – 0,025
	1000-2000		0,025 – 0,013
	20-50	480	0,02
	50-100		0,02
	100-200		0,02
	200-500		0,02 – 0,008
	500-1000		0,008 – 0,004
	1000-2000		0,004 – 0,002
<b>Orbitalflug</b>	20-50	600	0,004
	50-100		0,004
	100-200		0,004
	200-500		0,004
	500-1000		0,004
	1000-2000		0,004 – 0,002

**Tabelle 3.9:** Versuch Sinus Vibration

	Frequenz [Hz]	Zeit [s]	Amplitude [g]
<b>Raketenstart</b>	5-25	300	1
	25-200		1-3
	200-800		3-5
	800-1500		5-8
	1500-2000		8
<b>Orbitalflug</b>	5-25	300	0,5
	25-200		0,5-1
	200-800		1-3
	800-1500		3-5
	1500-2000		5-2

**Tabelle 3.10:** Schockprüfung nach ISS Russian Segment User Manual

	Spitzenbeschleunigung [g]	Zeit [s]	
<b>Schock während Raketenstart</b>	40	0,001-0,003	2mal
<b>Schock während Orbitalflug</b>	40	0,001 -0,003	5mal

**Tabelle 3.11:** Akustische Vibrationen nach ISS Russian Segment User Manual

innerhalb des Abteils	Frequenz [Hz]	Akustischer Druck [db]	Gesamt [db]	Zeit [s]
<b>Raketenstart</b>	31,5	122	135	60
	63	127		60
	125	131		60
	250	129		60
	500	128		60
	1000	120		60
	2000	113		60
	4000	111		60

Diese Missions Phasen unterscheiden sich in der Dauer und den Amplitudenwerten und spiegeln die Vibrationsbelastung verschiedener Stadien während des Transportes wieder. Es wird im User Manual in verschiedene Raumschiffabteile eingeteilt, da die Belastungen in ihnen unterschiedlich stark auftreten. In den für diese Arbeit relevanten Abteilen, treten jedoch die gleichen Vibrationslevel auf. Die unterschiedlichen Belastungstypen sind alle für den Shakertest relevant und sollen bei der finalen Validierung in allen drei Richtungen auf die Komponente aufgebracht werden, die zu untersuchen ist. In dieser Bachelorarbeit wird das Motionsystem zunächst nur in einer Richtung getestet. Das liegt daran, dass es grundsätzlich darum geht, einen Vibrationstest zu definieren, so dass dieser reproduziert werden kann. Da die Belastungen in alle Richtungen gleich aufzubringen sind, wird in dieser Arbeit zum Auslegen der Versuche und aufgrund der Einbaulage in der Rakete vorerst nur auf die Belastung in x-Richtung eingegangen.

### 3.4 Shakerauswahl

Zum Simulieren der dynamischen Belastungen wird ein Shaker verwendet. Das Institut für Materialphysik im Weltraum benötigt für verschiedene Versuche und Experimente eine Möglichkeit, beispielsweise Materialien oder Gefäße, zum Schwingen zu bringen. Als Shaker, zum Initiieren solcher Vibrationen, steht im DLR-Standort in Köln ein Schwingerreger von Brüel und Kjær. Es handelt sich dabei um den elektrodynamischen low-force Shaker LDS V721, welcher luftgekühlt ist und Bauteile mit einem Gewicht von bis zu 100 kg testen kann [21]. Er ist geeignet für Schwingungsprüfungen, die sowohl harmonisch als auch stochastisch angeregt werden und für Schockprüfungen. Es ist mit dem Shaker nicht möglich, das akustisch induzierte Vibrationsprofil, siehe Tabelle 3.11, zu prüfen. Aus und Kosten- und Zeitgründen werden in dieser Arbeit nur die Belastungstests gemäß der Tabelle 3.8 bis Tabelle 3.10 durchgeführt.

### 3 Auswahl eines Testsystems zur Simulation des Raketenstarts und Orbitalflugs

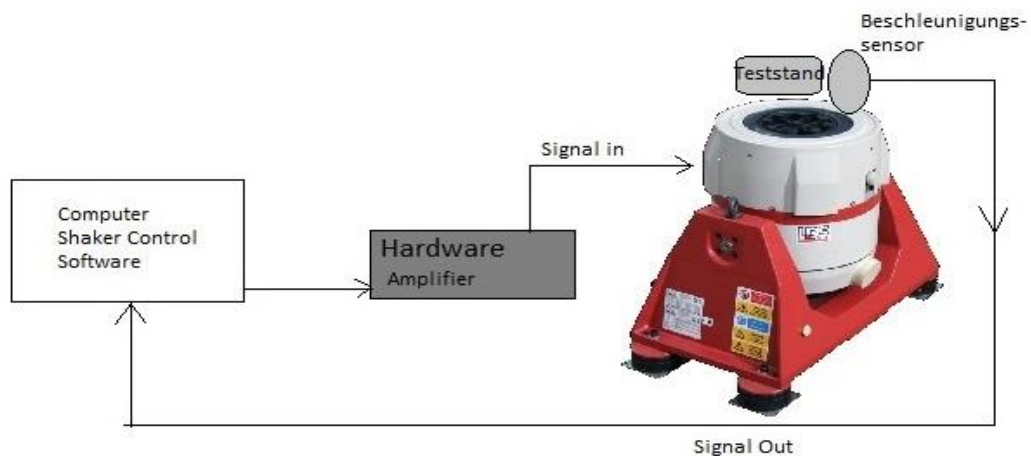


**Abbildung 3.1:** Shaker LDS V721



**Abbildung 3.2:** Shakerplatte

Die Steuerung des Shakers funktioniert über einen Regelkreis, bei dem der Istwert der Beschleunigung durchgehend mit dem Sollwert des Profils verglichen und geregelt wird. Der Beschleunigungssensor ist demnach die Messeinrichtung und gibt den Istwert an den Computer/das Programm, den Regler, zurück. Die beiden Werte werden verglichen und ggf. eine Anpassung der Anregung des Shakers über den Amplifier vorgenommen, um somit eine Annäherung des Istwerts an den Sollwert zu erreichen. Der Regelkreis ist außerdem eine Kontrolleinheit, die es ermöglicht, Schwingungsprofile abubrechen, die die Grenzwerte des Shakers überschreiten, um eine Eigenschädigung zu vermeiden.



**Abbildung 3.3:** Regelkreis Shaker [22]



### 3.4.1 Bedienung des Shakers und Programm

Der Shaker wird über das Programm „Shaker Control Laser USB 6.30“ angesteuert. Beim Einschalten des Shakers über die Geräte auf Abbildung 3.4 sollte außerdem der Druck an ihm geprüft werden, da der Shaker hydraulisch gelagert ist. Aufgrund des Geräuschpegels des Shakers ist es Pflicht, während des Betriebs einen Hörschutz zu tragen.



**Abbildung 3.4:** Hardware zum Benutzen des Shakers



**Abbildung 3.5:** Shaker Control Main Screen

Im *Main Screen* des Programmes (siehe Abbildung 3.5), wird ausgewählt, welche Art von Vibration initiiert werden soll; benutzt werden hier nur *Random*, *Swept Sine* und *Classical Shock*. Über den *Application Screen*, welcher beispielsweise so aussehen kann wie auf Abbildung 3.6, lassen sich die jeweiligen Parameter der Versuche einstellen. Des Weiteren werden über ihn die Tests gestartet und er gilt als Kontrollfenster während der Versuchsdurchführung. Dazu lassen sich verschiedene kleinere Fenster öffnen, die unterschiedliche Prüfdaten darstellen, um bei der Überwachung des Tests zu assistieren. Auf der rechten Seite des *Application Screens* befindet sich das Bedienfeld zum Starten, Stoppen und Pausieren des Tests. Zusätzlich zeigt es noch Statusinformationen an, wie *Control* und *Demand Peak* oder die Zeit. Über die *Setup Icons*, in Abbildung 3.6 auf der rechten Seite vergrößert dargestellt, lassen sich die Parameter eingeben und speichern. Dazu gehören unter anderem die Amplituden, der Zeitverlauf und Abbruchstoleranzen.

### 3 Auswahl eines Testsystems zur Simulation des Raketenstarts und Orbitalflugs

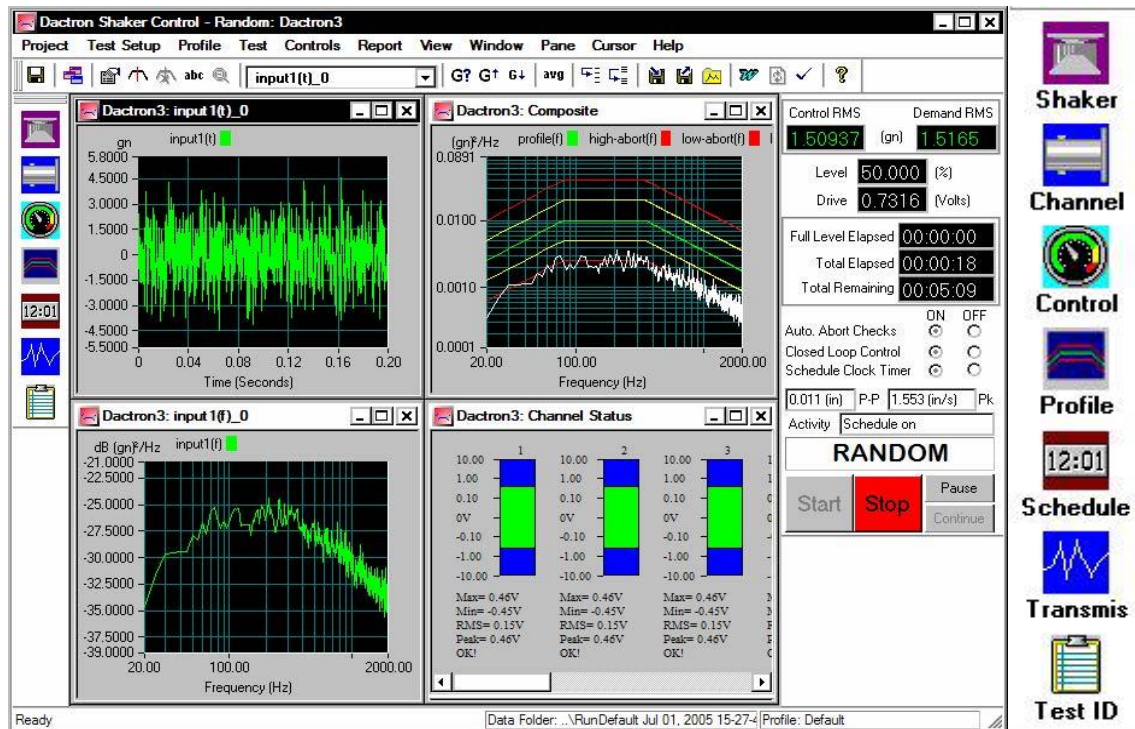


Abbildung 3.6: Beispiel. Application Screen "Random" [23]

Das Icon *Profile* öffnet das Dialogfenster zur Einstellung des Vibrationsprofils, siehe dazu beispielsweise Abbildung 3.7 und Abbildung 3.8. Hier werden das Testprofil, also die Frequenzen mit den dazugehörigen Amplituden aus Tabelle 4.1 und Tabelle 4.2 sowie die Abbruchtoleranzen definiert. Letztere sind bereits voreingestellt und werden nicht verändert. Bei der Sinusanregung muss zusätzlich noch eingestellt werden, wie die verschiedenen Testsequenzen miteinander verbunden werden. Das Icon *Schedule* öffnet ein Dialogfenster, in welchem definiert wird, wie die Ablauffolge der Test(s) sein soll, siehe Abbildung 3.9 und Abbildung 3.10.

### 3 Auswahl eines Testsystems zur Simulation des Raketenstarts und Orbitalflugs

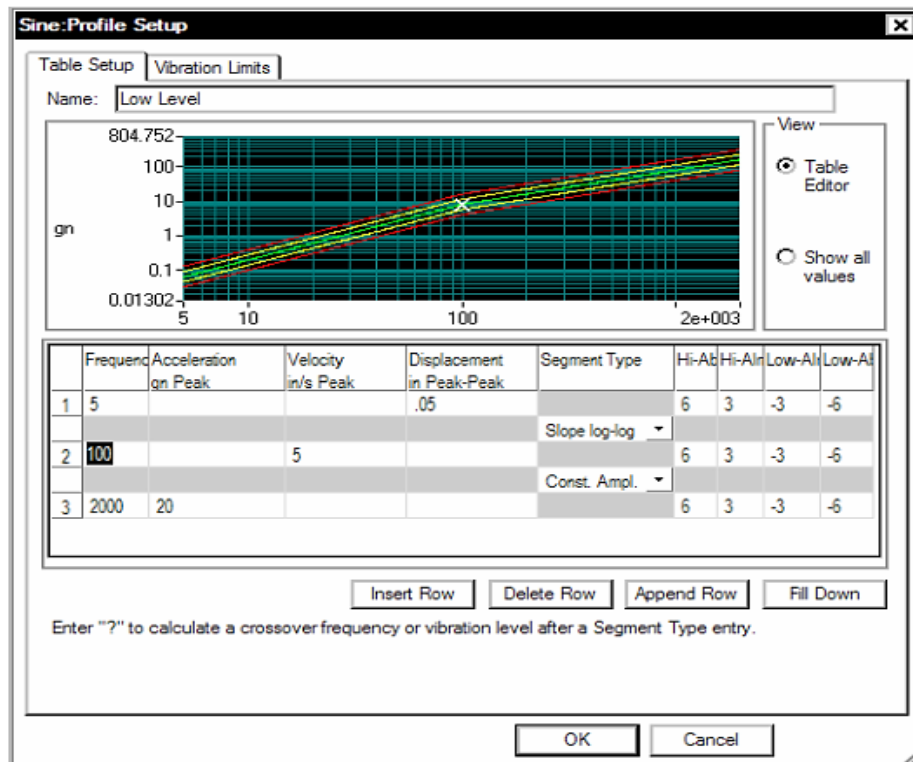


Abbildung 3.7: Sinus Profil Setup [23]

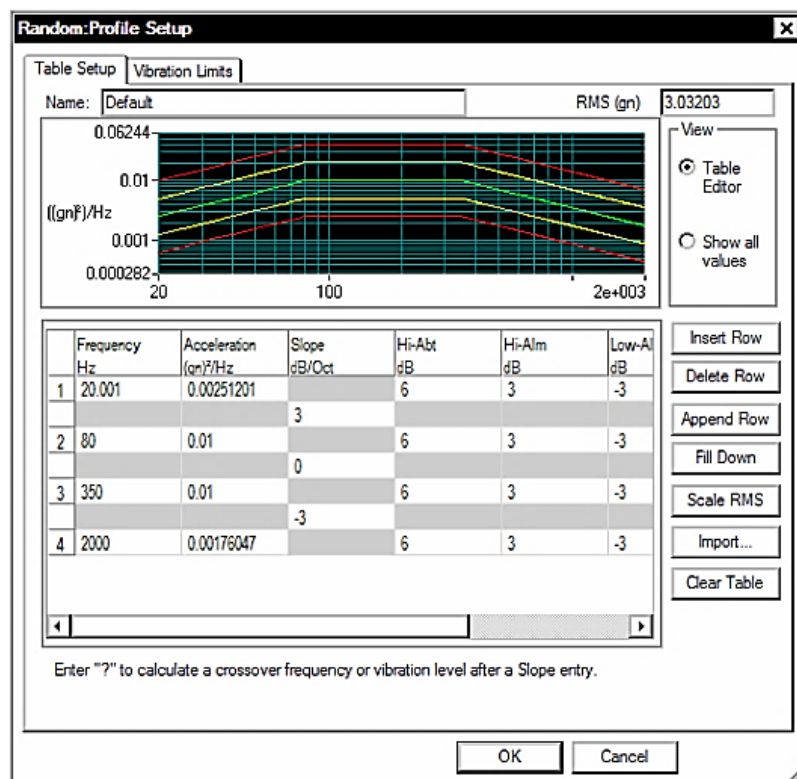
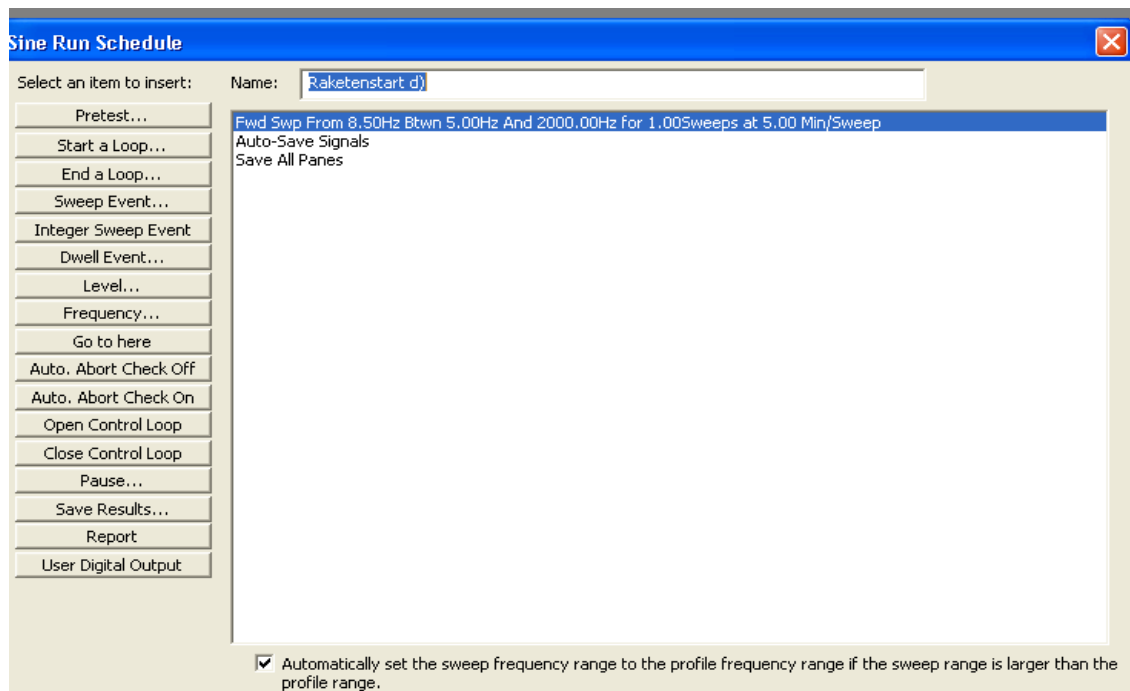
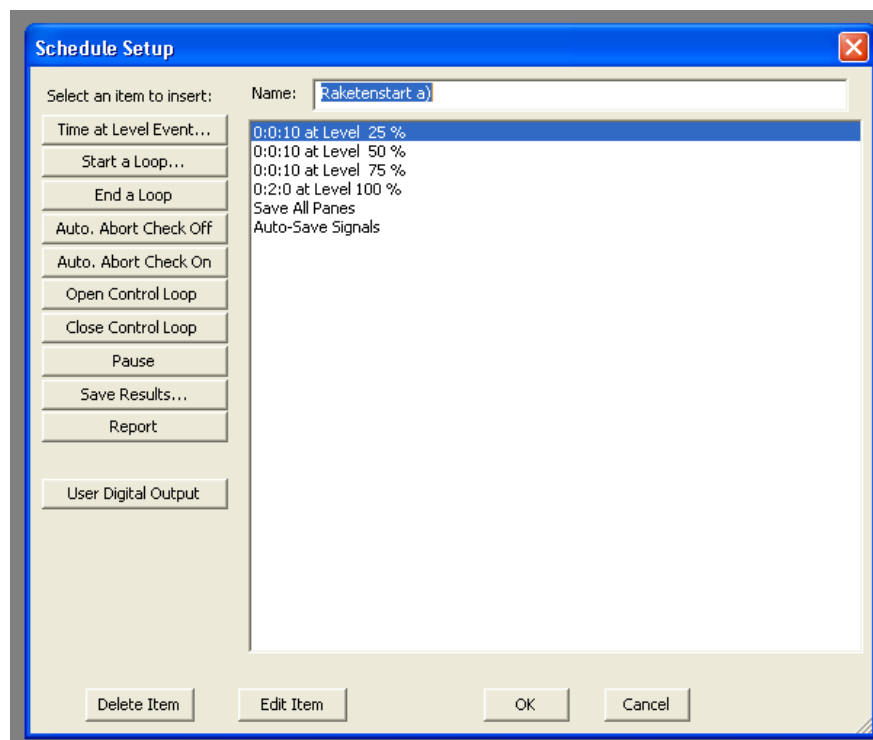


Abbildung 3.8: Random Profil Setup [23]

### 3 Auswahl eines Testsystems zur Simulation des Raketenstarts und Orbitalflugs



**Abbildung 3.9: Sinus Schedule**

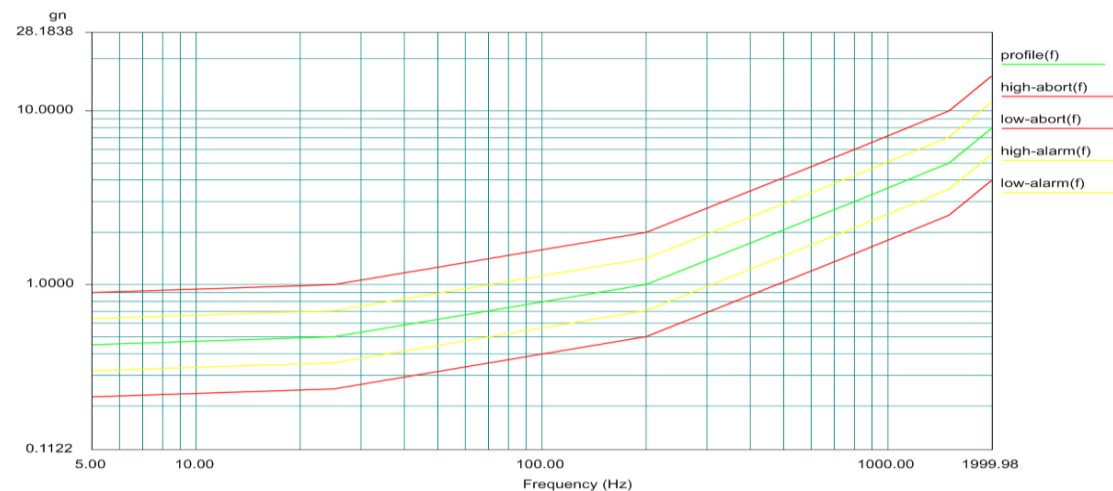


**Abbildung 3.10: Random Schedule**

Beim Sinus Setup besteht die Möglichkeit, jede Frequenz aus dem vorher festgelegten Profil einzeln in Bezug auf die Dauer und die Reihenfolge anzusteuern. Bei dem Random Profil werden alle Frequenzen gleichzeitig „abgearbeitet“, weswegen es dort nur die Auswahlmöglichkeiten gibt, unterschiedliche Level einzustellen – wieviel Prozent der

spektralen Leistungsdichte dementsprechend erreicht werden sollen. Dieses Feature ermöglicht einen gleichmäßigen, abgestuften Anlauf des Shakers. So hat dieser Zeit sich auf die Charakteristiken des Schwingungsprofils und der Last einzustellen und es wird verhindert, dass er die maximalen Level überschreitet. [23]

In der nachfolgenden Abbildung ist ein Beispiel-Vibrationsprofil angegeben, wie es für den Ablauf der Raketenstart- und Orbitalflugsimulationen definiert wird. Die grüne Linie *Profile* ist der Graph zu den Sollwerten der Testparameter. Die Linien *high-alarm*, *low-alarm*, *high-abort* und *low-abort* grenzen die Abweichungen des Istwertes vom Sollwert ein. Werden die gelben Linien überschritten, wird über das Programm ein Alarm an den Benutzer zurückgegeben. Beim Überschreiten der roten Linien wird die Simulation abgebrochen. Wie hoch die Abweichungen des Istwertes vom Sollwert sein dürfen (Abbruchtoleranzen), werden vorher im Programm eingestellt.



**Abbildung 3.11:** Beispiel – Vibrationsprofil

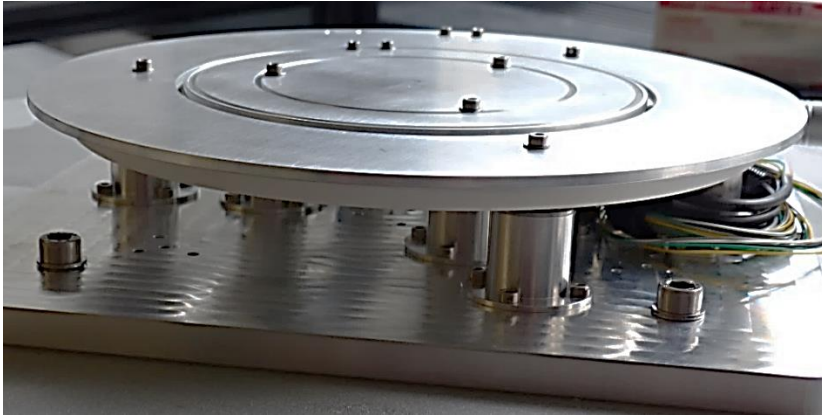
#### 3.4.2 Funktionstest des Shakers

Um den Shaker auf seine Funktion zu überprüfen, wird dieser vor Befestigung des Teststands (siehe Abschnitt 3.5) getestet. Dazu werden die verschiedenen Profile und Schedules nach Tabelle 3.8 und Tabelle 3.9 eingespeichert und als Leerfahrt abgearbeitet. Der Funktionstest kann bei einem der Testprofile nicht abgeschlossen werden. Bei den niedrigen Frequenzen der sinusförmigen Anregung wird das Testprogramm ohne konkrete Fehlermeldung abgebrochen. Vermutlich wird die maximal zulässige Amplitude überschritten. Um den Frequenzablauf trotzdem zu starten lässt sich entweder die Amplitude bei 5Hz geringer einstellen, oder der Test wird erst ab ungefähr 8 Hz gestartet. In der Auswertung wird näher auf das Problem eingegangen.

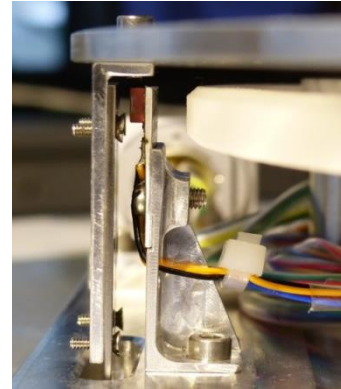


### 3.5 Der Teststand

Es handelt sich bei der zu untersuchenden Komponente um einen Teststand des Motionsystems. Dieser ist grundsätzlich genauso aufgebaut wie das in Abschnitt 2.3 beschriebene Motionssystem.

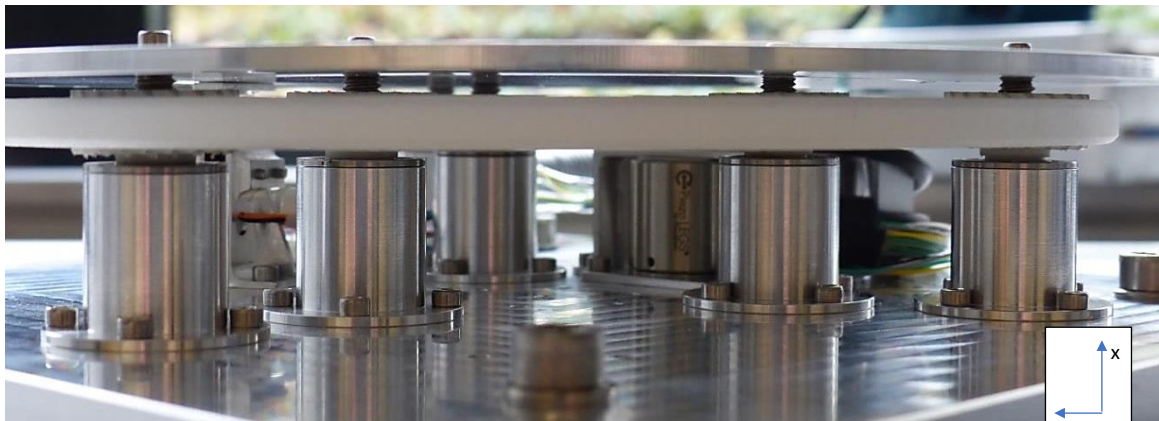


**Abbildung 3.12:** Teststand oben

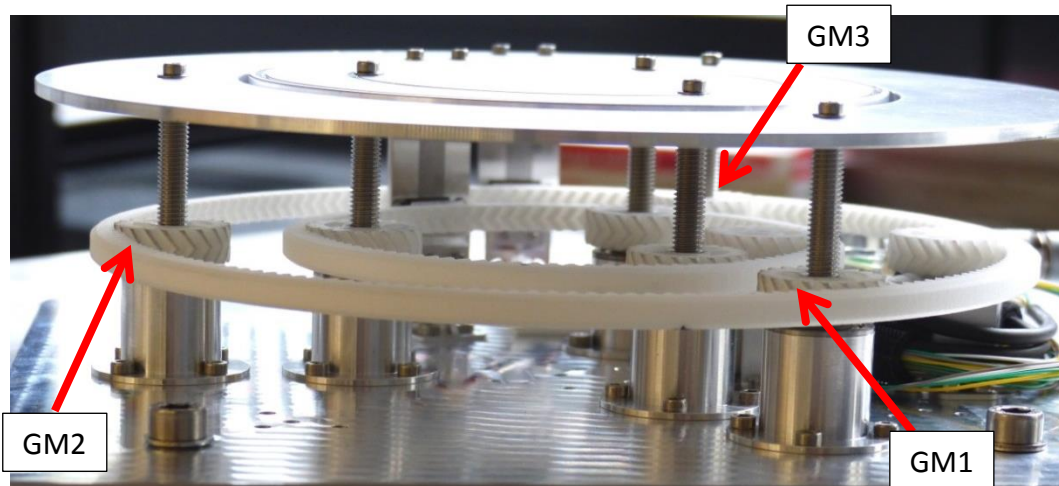


**Abbildung 3.13:** Line Plate und Encoder (Guard Ring)

Zur Verbesserung des Verständnisses für die nachfolgenden Beobachtungen und Untersuchungen werden die Spindelmuttern im Uhrzeigersinn, ausgehen von dem Motor, nummeriert. Die Zahnkränze, Spindelmuttern und das Antriebsritzel auf den Motoren, siehe Abbildung 3.15, sind aus dem Kunststoff Polyamid (PA) per 3D Druck hergestellt. Alle anderen Komponenten sind aus Aluminium gefertigt. Der Teststand wiegt 1,8 kg.



**Abbildung 3.14:** Teststand seitlich



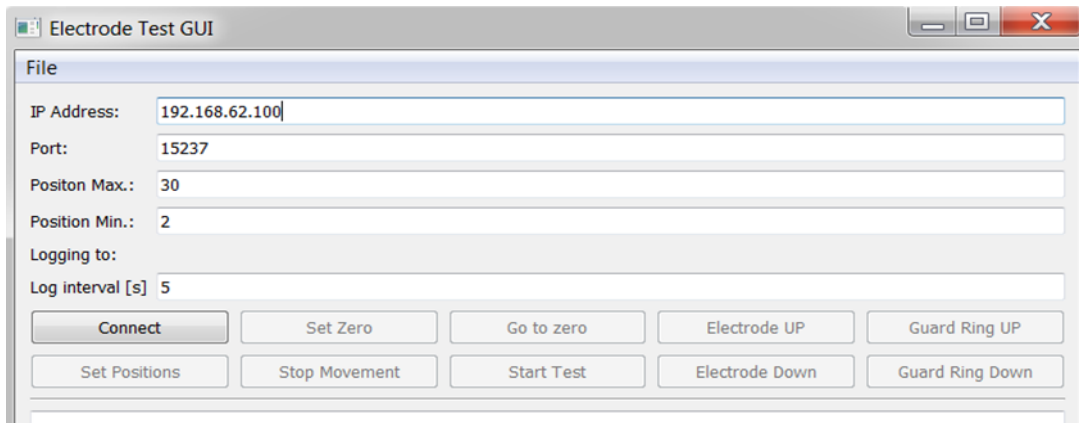
**Abbildung 3.15:** Teststand im ausgefahrenen Zustand

Der Teststand unterscheidet sich in kleinen Details am Aufbau und in den Materialien vom geplanten Motionsystem.

- 1) Nur einer der beiden verbauten Motoren, der die Elektrode ansteuert, ist der vakuumtaugliche und unmagnetische LR50. Der andere Motor ist der LR8012A, welcher zwar nicht vakuumtauglich ist aber für den Teststand ausreicht.
- 2) Zudem sind Elektrode und Guard Ring hier nur vereinfacht gefertigt und verbaut, was auch für die Halterung der Line Plates gilt.
- 3) Es fehlen die mechanischen Stopps, da diese die Beobachtung während der Tests beeinträchtigen würden.
- 4) Die Grundplatte ist sehr vereinfacht konstruiert, da sie nur zur Kopplung mit dem Shaker dient. Die finale Grundplatte dient zusätzlich zur Positionierung der einzelnen Komponenten noch dazu, das Arbeitsgas für das Plasma möglichst optimal zuzuführen und zu verteilen.
- 5) Die Elektronik, Kabel und Anschlüsse sind für den Teststand nur sporadisch, aber ausreichend, fest gemacht. Auch diese sind im finalen Aufbau anders verlegt und befestigt.

### 3.5.1 Steuerung des Motionsystems

Das Skript zum Ansteuern der Motoren und Auslesen des Encoders wird mit Python ausgeführt. Damit das Bedienen des Motionsystems möglichst einfach und intuitiv erfolgen kann, steht eine Grafische Benutzeroberfläche (GUI) zur Verfügung. Die GUI ist wie auf Abbildung 3.16 dargestellt aufgebaut.



**Abbildung 3.16:** GUI Teststand

Die einzustellenden Größen zur Bedienung des Teststandes sind die *Position Max.* und *Position Min.*, beide in mm, sowie das Log interval [s]. Am unteren Rand des *Main Window* werden durchgehend die aktuellen x-Koordinaten der Elektrode und des Guard Rings angezeigt. Bevor Messungen durchgeführt werden, muss unter File ein Ordner angelegt werden, in den die Messdaten gespeichert werden. Über die Taste *Set Zero* wird die aktuelle Position der Elektrode sowie des Guard Rings auf 0,00 gesetzt. Dadurch wird eine neue Nulllage definiert und so ein neuer Referenzpunkt ausgewählt. *Go to Zero* verfährt die Elektrode und den Guard Ring aus jeder Stellung zum Nullpunkt; *Stop Movement* stoppt die Motoren. *Position Max.* und *Position Min.* sind die einzustellenden x-Werte, welche relativ zur *Zero-Position* angegeben werden. Die aktuellen Positionen werden ausschließlich über die Encoder erfasst.

Es gibt zwei verschiedene Arten, das Motionsystem anzusteuern. Über *Start Test* werden die Positionen angefahren, die bei *Max.* und *Min.* eingetragen sind. Dabei wird der Teststand bis zur maximalen Position verfahren und beginnt erst dann, im Abstand von der im *Log interval* angegebenen Zeit (Beispiel aus Abbildung 3.16 – jede 5 Sekunden) Daten zu erfassen und in dem vorher festgelegten Ordner abzuspeichern. Sowohl die Elektrode wie auch der Guard Ring fahren so lange runter und wieder rauf, bis der Test durch Knopfdruck beendet wird. Dies kann entweder über *Stop Movement* oder die Taste *Stop Test* geschehen, letztere erscheint nach Beginn des Tests anstelle des *Start Test* Buttons. Die zweite Option bieten die vier Buttons auf der rechten Seite. Über sie ist es möglich, Elektrode und Guard Ring unabhängig voneinander anzusteuern. Die Buttons lassen die jeweilige Komponente entweder 1mm nach oben oder 1mm nach unten verfahren. Hierbei werden jedoch keine Zeiten oder Schritte gespeichert. Es wird lediglich in der GUI selber die Startposition, gewünschte und tatsächlich erreichte Zielposition angezeigt, hierzu mehr im Abschnitt 3.5.2 „Genauigkeit des Teststands“.



Die erfassten Daten beinhalten den minimalen, maximalen und durchschnittlichen Wert der Zeit, den jeweils Elektrode und Guard Ring gebraucht haben, um entweder nach oben oder nach unten zu fahren, sowie die benötigten Schritte des Piezomotors. Ein Beispiel Datensatz für einen maximalen Verfahrensweg von 30mm ist in

Tabelle 3.12 gegeben. Das Motionsystem wurde dabei mehrmals rauf- und runtergefahren. Durchschnittlich hat die Elektrode beim Hochfahren beispielsweise 299,424 Sekunden und 598692 Schritte benötigt.

**Tabelle 3.12:** Beispiel erfasste Daten

		min	max	average		min	max	average
<b>steps</b>	<b>Electrode UP</b>	598100	599096	598692	<b>Electrode DOWN</b>	614272	616572	615608
<b>time</b>	<b>Electrode UP</b>	299,128	299,626	299,424	<b>Electrode DOWN</b>	307,214	308,364	307,882

Time in sekunden, steps in Anzahl der Schritte

Sollte es passieren, dass der Motor zwar angesteuert wird, aber das Programm keine Veränderung der Position aufnimmt, sich also Guard Ring und/oder Elektrode nicht bewegen, stoppt das Programm den betroffenen Motor automatisch und gibt als Fehlermeldung *JAM* zurück. Der andere Motor wird noch bis zur jeweiligen Endposition des Tests (*Position Min.* oder *Position Max.*) verfahren und dort gestoppt. Es werden keine Daten abgespeichert.

#### 3.5.2 Genauigkeit des Teststands

Die Genauigkeit des Teststands ist abhängig von der Auflösung des Encoders, des Motors und der auszulesenden Line Plate. Wie bereits Abschnitt 2.2.1 behandelt, hat der Piezomotor eine sehr hohe Auflösung, so dass eine Verstellung von <1mm möglich ist. Der Encoder hat eine Auflösung von 150 lines/inch und die auszulesende Line Plate die damit erforderlichen 150 lines/inch. Diese Auflösung bedeutet, dass auf der Line Plate 150 schwarze und 150 helle Linien pro 25,4mm sind, was wiederum bedeutet, dass jede Linie 0,08467mm breit ist.

$$25,4mm/300 = 0,08467mm \quad (3.4)$$

Es ergibt sich dadurch eine Genauigkeit von

$$0,08467mm/2 = 0,042335mm \quad (3.5)$$

Wie sich aus Rechnung [6] und [7] ergeben, kann am Teststand nicht genau 1mm eingestellt werden.

$$23 * 0,042335\text{mm} = 0,973705\text{mm} \text{ mit } \Delta x_1 = 0,026295\text{mm} \quad (3.6)$$

$$24 * 0,042335\text{mm} = 1,01604\text{mm} \text{ mit } \Delta x_2 = 0,01604\text{mm} \quad (3.7)$$

Der Encoder ist so programmiert, dass er beim Ansteuern eines Werts in positiver Richtung vor diesem stoppt und in negativer Richtung den nächsten kleineren Wert ansteuert. Das garantiert, dass aus beiden Richtungen der gleiche Wert erreicht wird und verhindert ein hin- und herspringen um diesen. Um die Genauigkeit des Encoders und Teststands zu überprüfen, wird diese vor dem Shakertest überprüft. Ob diese Genauigkeit auch nach den Tests noch gegeben ist, wird zusätzlich zu den Funktionstests (siehe Absatz 3.5.3) überprüft.

Zur Überprüfung wird der Teststand mittels der vier „up/down“ Tasten um mehrere Millimeter nach oben und unten verfahren. Die Differenz zwischen dem Erwartungswert (aktuelle Position +1) und dem tatsächlichen Wert sollte beim Hochfahren 0,026295mm betragen. Wie in Tabelle 3.13 zu sehen, ist das auch der Fall. Dass die Differenz zweimal 0,027 anstelle von 0,026 beträgt ist auf Rundungsfehler zurückzuführen. Die GUI rundet auf die dritte Stelle nach dem Komma.

**Tabelle 3.13:** Genauigkeit Teststand hoch

	Erwartungswert [mm]		Tatsächlicher Wert [mm]		Differenz [mm]
up	Electrode	Guard Ring	Electrode	Guard Ring	$\Delta x_1$
1	1	1	0,974	0,974	0,026
2	1,974	1,974	1,947	1,947	0,027
3	2,947	2,947	2,921	2,921	0,026
4	3,921	3,921	3,895	3,895	0,026
5	4,895	4,895	4,868	4,868	0,027
6	5,868	5,868	5,842	5,842	0,026
7	6,842	6,842	6,816	6,816	0,026

Beim Runterfahren sollte die Differenz zwischen Erwartungswert (aktuelle Position – 1) und dem tatsächlichen Wert 0,01604mm betragen. Wie in Tabelle 3.14 zu sehen, ist auch hier die Genauigkeit gegeben.

**Tabelle 3.14:** Genauigkeit Teststand runter

	Erwartungswert [mm]		Tatsächlicher Wert [mm]		Differenz [mm]
down	Electrode	Guard Ring	Electrode	Guard Ring	$\Delta x_2$
6	5,816	5,816	5,8	5,8	0,016
5	4,8	4,8	4,784	4,784	0,016
4	3,784	3,784	3,768	3,768	0,016
3	2,768	2,768	2,752	2,752	0,016
2	1,752	1,752	1,736	1,736	0,016
1	0,736	0,736	0,72	0,72	0,016

### **3.5.3 Montage und Funktionstest des Teststands**

Nach der Überprüfung seiner Genauigkeit, wird der Teststand mittels 4 Zylinderschrauben M6x20 mit Innensechskant und Unterlegscheibe mittig auf dem Shaker (siehe Abschnitt 3.2.2) festgeschraubt. Dafür ist auf der Platte des Shakers ein Lochmuster mit Gewinden angebracht. Die Videokamera GoPro Hero 3+ wird so vor dem Shaker angebracht, dass der Teststand während der Tests gefilmt werden kann. Aufgrund der Auflösung und des nicht vorhandenen Displays zum genaueren Fokussieren der GoPro wird sie als Overviewkamera verwendet. Zusätzlich wird eine Kamera so vor dem Shaker aufgebaut, dass alle wichtigen Komponenten gefilmt und beobachtet werden können. von besonderem Interesse sind dabei die Zahnräder, -kränze und Spindelmutter sowie die Motoren.

Bereits vor dem Shakertest wird das Motionsystem in Betrieb genommen, um einen Referenzdatensatz zu ermitteln. Der Referenzdatensatz dient später zum Vergleich, um zu überprüfen, ob und wie sich die Funktion des Teststandes nach den Shakertests verändert hat. Dazu wird ein bestimmter Weg verfahren und die dafür benötigten Schritte und Zeit aufgenommen. Das Programm wird einmal auf eine bestimmte max. und min. Position eingestellt und mehrmals durchlaufen.

- 30mm für 45 Minuten
- 5mm für 15 Minuten
- 1mm für 5 Minuten

Alle Daten werden dann in einer Exceltabelle erfasst. Es ist zu erwarten, dass aufgrund der Schwerkraft und der Funktionsweise der Piezomotoren, das Herausfahren der Spindeln länger dauern wird als das Reinfahren. Dies sollte in der Schwerlosigkeit später nicht mehr der Fall sein, hat aber prinzipiell keinen Einfluss auf die Funktionalität und ist daher zur Überprüfung irrelevant. Es sollte jedoch bei der späteren Auswertung berücksichtigt werden.

## 4 Shaker Test

### 4.1 Ziel des Experiments

Zur Überprüfung der Funktionalität des Motionsystems, wird der Teststand auf dem Shaker montiert und hinsichtlich der Belastungen getestet, die während der verschiedenen Abschnitte des Transports auftreten. Besonders wichtig ist hierbei, dass das Antriebs- und Getriebesystem nach der Raketenstart- und Flugsimulation so funktioniert wie anfänglich; es gilt herauszufinden, ob sich die Elektrode und der Guard Ring nach den Simulationen noch so verfahren lassen wie vorher, bzw. welche Veränderungen auftreten und wie mit diesen umzugehen ist.

### 4.2 Fehlersichtung

Bei der Versuchsdurchführung ist eine durchgehende Fehlersuche von hoher Wichtigkeit. Diese erfolgt durch zwei verschiedene Prüfungen, der Funktions- und Sichtprüfung. Die Sichtprüfung ist, wie der Name schon sagt, eine rein optische Untersuchung und erfolgt während und nach dem Shakertest und während der Funktionsprüfung. Bei der Funktionsprüfung wird der Teststand, nach den Shakertests, verfahren. Dabei werden Daten erfasst und mit den Referenzdaten abgeglichen (siehe Absatz 3.5.3). Mögliche Fehlerbilder, die während der Überprüfungen auftreten können, sind:

- Teile lösen sich (Sichtprüfung)
- Teile verschieben sich (Sichtprüfung)
- Teile verformen sich (Sicht- und Funktionsprüfung)
- Teile lassen sich nicht mehr bewegen (Funktionsprüfung)

Sollte eines dieser Fehlerbilder auftreten, ist das Programm des Shakers oder des Teststandes sofort anzuhalten. Nach eingehender Dokumentation sollte eine Möglichkeit gefunden werden, den/die Fehler über die Steuerung des Motionsystems zu lösen. Gegebenenfalls lassen sich zum Beispiel leichte Verkipnungen, oder ein „verrutschter“ Zahnkranz durch abwechselndes Hoch- und Runterfahren korrigieren.

Wird keine Möglichkeit gefunden, die Fehler auf diese Weise zu korrigieren, ist das Motionsystem in der vorliegenden Bauweise nicht geeignet für die Verwendung auf der ISS. Es werden alle erforderlichen Daten aufgenommen und der Teststand, soweit möglich, durch Eingriff von außen repariert. Es muss untersucht werden, warum der Teststand nicht funktioniert und welche Möglichkeiten es gibt, das Motionsystem konstruktiv so zu verändern, dass es den dynamischen Belastungen standhält.

#### 4.3 Ablauffolge der Raketenstart- und Orbitalflugsimulationen

Die verschiedenen Phasen des Raketenstartes und Orbitalflugs werden nacheinander durchlaufen. Nach und während jedem Abschnitt der Vibrationsprüfungen wird der Teststand auf seine Eignung für den Transport und die Verwendung auf der ISS geprüft.

Der Shaker wird wie in Abschnitt 3.5.2 beschrieben in Betrieb genommen, und die Belastungsanalyse aufgeteilt nach folgendem Schema durchgeführt.

Die Vibrationsprofile werden in die Versuche a) bis e) eingeteilt, siehe dazu Tabelle 4.1 und Tabelle 4.2. Die Sortierung von a bis e ist auf die Einteilung nach Breitbandrauschen und Sinusvibrationen aus Abschnitt 3.3 zurückzuführen.

1. Es werden zuerst die Raketenstartsimulationen (a, b und d) durchlaufen und danach die Orbitalflugsimulationen (c und e).
2. Während und nach jeder Simulation werden Prüfungen durchgeführt, wie sie in Abschnitt 4.2 beschrieben sind. Dazu zählen die Sicht- und Funktionsprüfung.
  - a. Für die Funktionsprüfung wird der Teststand, wie folgt verfahren und die dafür benötigte Zeit und Schritte aufgenommen.
    - i. 30mm für 45 Minuten
    - ii. 5mm für 15 Minuten
    - iii. 1mm für 5 Minuten
  - b. Treten dabei keine Fehler auf, oder lassen sich diese durch die Bewegung des Motionsystems korrigieren, wird die nächste Simulation mit den anschließenden Prüfungen durchgeführt.
  - c. Treten dabei Fehler auf, die sich nur durch einen Eingriff von außen korrigieren lassen, ist das Motionssystem in der derzeitigen Bauweise nicht geeignet für die Verwendung auf der ISS. Trotzdem sollte der Teststand, soweit möglich, wieder funktionstüchtig gemacht werden um zu überprüfen, wie sich die weiteren Simulationen auf ihn auswirken.
3. Nach Abschluss des ersten Durchlaufs wird ein zweiter durchgeführt. Dazu werden die Punkte 2 und 3 ein weiteres Mal abgearbeitet.
4. Wurden die einzelnen Simulationen nach dem zweiten Durchlauf erfolgreich durchgeführt, werden alle Vibrationsprofile direkt hintereinander angeregt. Es wird weiterhin durchgehend die Sichtprüfung vorgenommen, die Funktionsprüfung wird jedoch nur am Ende durchgeführt.

**Tabelle 4.1: Raketenstart**

		Frequenz [Hz]	Zeit [s]	Amplitude [g <sup>2</sup> /Hz]
Raketenstart	a)  (rsa)	20-50	120	0,02
		50-100		0,02
		100-200		0,02 – 0,05
		200-500		0,05
		500-1000		0,05 – 0,025
		1000-2000		0,025 – 0,013
	b)  (rsb)	20-50	480	0,02
		50-100		0,02
		100-200		0,02
		200-500		0,02 – 0,008
		500-1000		0,008 – 0,004
		1000-2000		0,004 – 0,002
		Frequenz [Hz]	Zeit [s]	Amplitude [g]
	d)  (rsd)	5-25	300	1
		25-200		1-3
		200-800		3-5
		800-1500		5-8
		1500-2000		8

**Tabelle 4.2: Orbitalflug**

		Frequenz [Hz]	Zeit [s]	Amplitude [g <sup>2</sup> /Hz]
Orbitalflug	c)  (orbc)	20-50	600	0,004
		50-100		0,004
		100-200		0,004
		200-500		0,004
		500-1000		0,004
		1000-2000		0,004 – 0,002
		Frequenz [Hz]	Zeit [s]	Amplitude [g]
	e)  (orbe)	5-25	300	0,5
		25-200		0,5-1
		200-800		1-3
		800-1500		3-5
		1500-2000		5-2

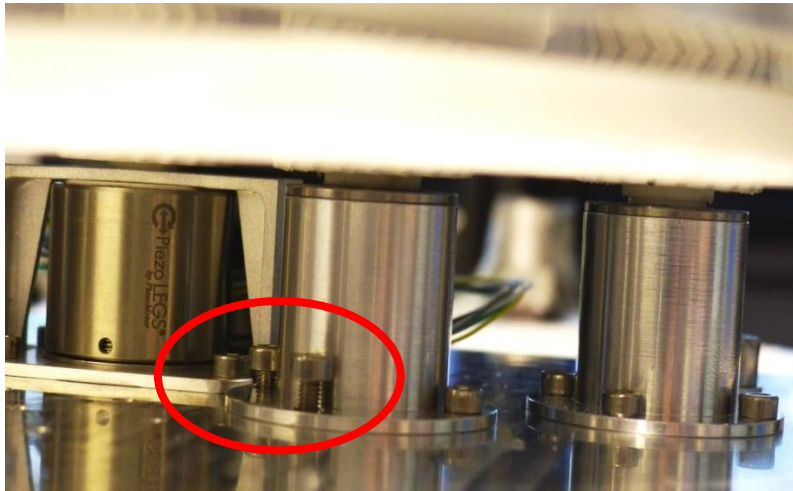
### 4.4 Versuchsdurchführung und –beobachtung

Alle wie auf Abbildung 3.11 dargestellten Vibrationsprofile sind im Anhang eingefügt. Die in den folgenden Abschnitten referenzierten Videos befinden sich auf der beiliegenden CD (siehe A. Videoverzeichnis im Anhang). Die Videos der Shakertests können beim DLR auf Anfrage eingesehen werden.

#### 4.4.1 Durchlauf 1

**rsa1** – Wie auf dem Video1 und der nachfolgenden Abbildung zu sehen ist, haben sich gegen Ende der Simulation von rsa1 die Schrauben an einer der Halterungen für die Spindelmutter der Elektrode gelöst.

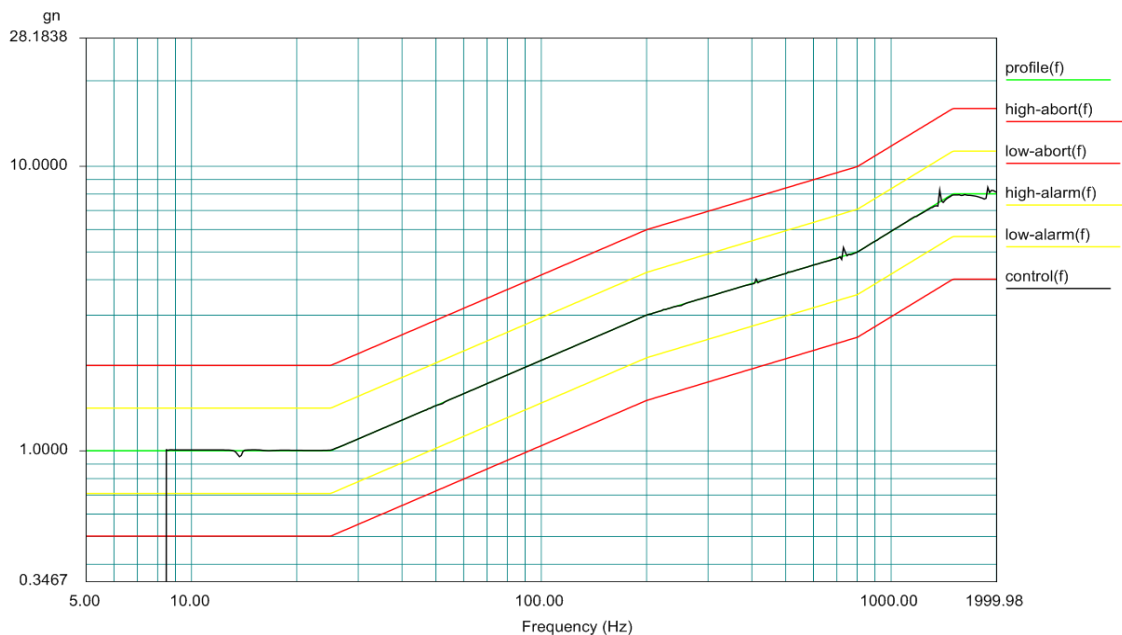
Die gelockerten Schrauben wurden wieder angezogen und alle anderen Schrauben überprüft. Ansonsten sind durch die Sichtprüfung keine weiteren Fehler aufgefallen. Der Funktionstest hat einwandfrei funktioniert und auch keine weiteren Fehler aufgedeckt.



**Abbildung 4.1:** Schrauben lose rsa1

**rsb1** – Während dieser Simulation hat sich der Zahnkranz des Guard Rings mit der SM2 bewegt. Dies ist auf dem Video2 zu erkennen. Es sind sonst keine Fehler zu sehen. Die Schrauben haben sich nicht wieder gelöst, und auch der Funktionstest hat fehlerfrei funktioniert.

**rsd1** – Wie bereits in Abschnitt 3.4.2 beschrieben, ist es nicht möglich die Simulation bei 5 Hz und einer Beschleunigung von 5g zu starten. Stattdessen wurde die Simulation erst bei 8,5Hz gestartet, wie in Abbildung 4.2 zu sehen ist. Während der Simulation konnten die gleiche Beobachtung wie bei rsb1 gemacht werden; der Zahnkranz hat sich während der Simulation leicht bewegt.



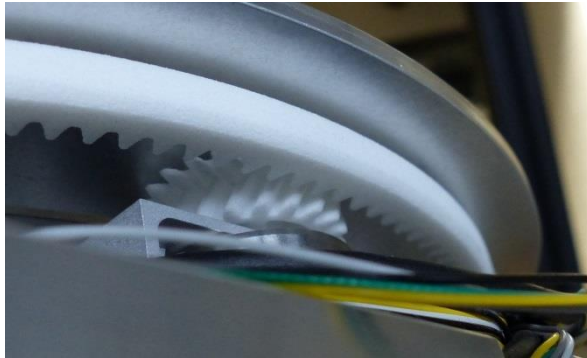
**Abbildung 4.2:** Vibrationsprofil rsd1

Wie auch auf den Videos der Simulationen zu sehen, sind die Auslenkungen des Shakers deutlich größer als bei den vorherigen drei Prüfungen. Bis zu einer Frequenz von ca. 200 Hz sind die Amplituden immer kleiner geworden, bis sie mit bloßem Auge kaum noch zu sehen sind. Die Geräuschbelastung ist komplementär dazu deutlich gestiegen. Bis 400Hz ist von Zeit zu Zeit eine Art „rattern“ zu hören und ab dann ein hoher, mit steigender Frequenz lauter werdender, Pfeifton. Die optische Prüfung hat während und nach dem Test keine Fehler aufgedeckt, hingegen hat der Funktionstest nicht funktioniert. Wie in Video 3 zu sehen ist, wird die Bewegung des Guard Rings bereits nach wenigen Sekunden blockiert, bevor das Programm auch die Bewegung des Motors einstellt. Um eine bessere Sicht auf den Eingriff des Zahnkranzes in die Zahnräder zu bekommen wurde der Teststand von der Shakerplatte losgeschraubt. Auch bei der darauffolgenden genaueren Untersuchung ist keine Fehlstellung oder Defekt aufgefallen. Beim erneuten Durchlauf des Funktionstests haben sich Zahnkranz und Spindelmuttern wieder mitgedreht. Die Daten für das Verfahren der 30mm sind jedoch nicht aufgenommen worden.

**orbc1** – Auch bei orbc1 sind durch die Sichtprüfung weder während noch nach der Simulation Fehler zu erkennen. Der Funktionstest funktioniert nicht beim ersten Durchlauf, wie bereits nach rsd1. Auf den Videos 4 und 5 ist deutlich zu sehen, wie die SM1 des Guard Rings blockiert. Dadurch wölbt sich der Zahnkranz zwischen dieser und dem Motor auf und drückt sich aus dem Eingriff des Ritzels, was auf Abbildung 4.3 zu sehen ist. Durch Ansteuern des Motors in die entgegengesetzte Richtung ist es nicht möglich, den Zahnkranz wieder in Eingriff zu bekommen. Der Teststand wurde ein weiteres Mal von der Shakerplatte



demontiert. Durch vorsichtiges Bewegen der SM1 des Guard Rings mit den Fingern ist der Zahnkranz wieder in den Eingriff des Antriebsritzel gerutscht (Abbildung 4.4).

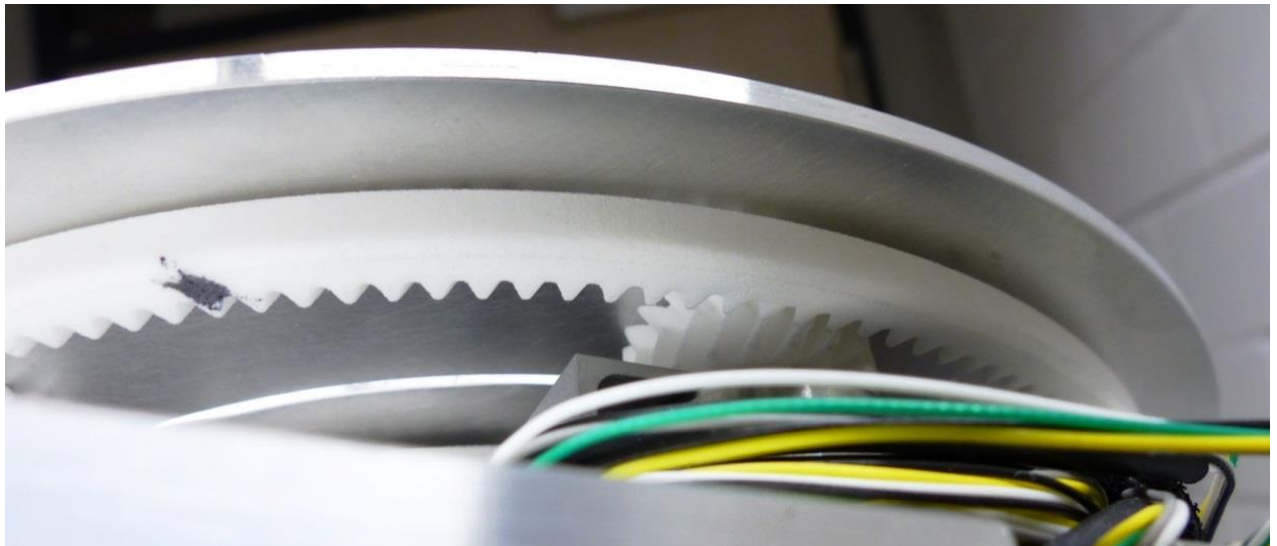


**Abbildung 4.3:** Zahnkranz nicht im Eingriff mit Antriebsritzel (Guard Ring)



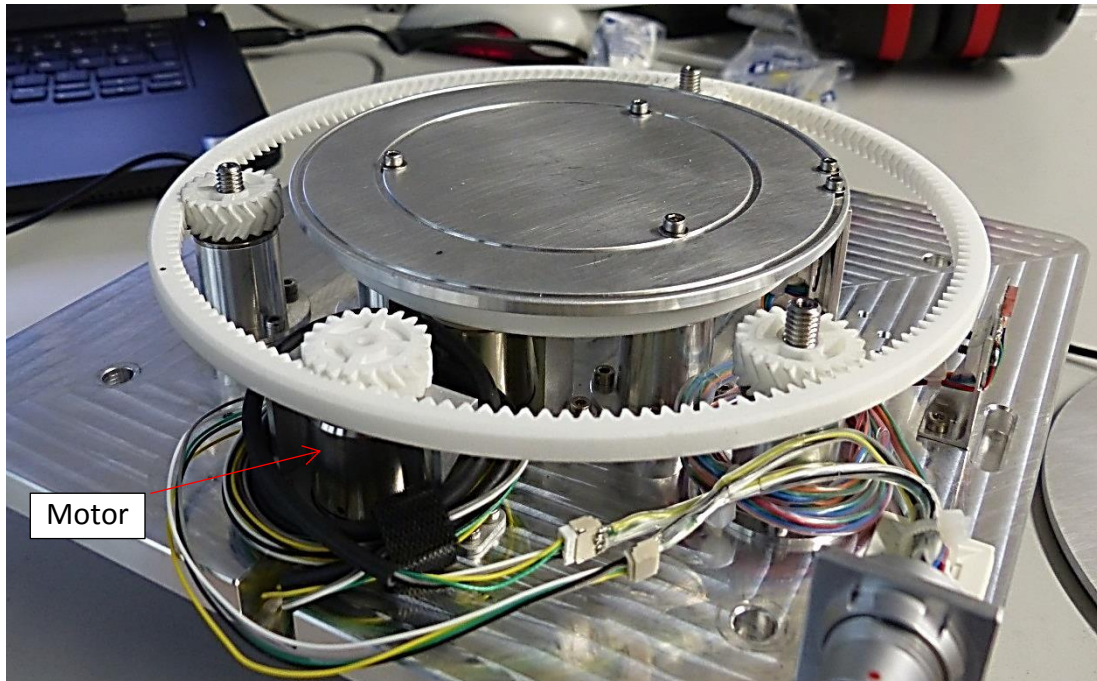
**Abbildung 4.4:** Zahnkranz in Eingriff mit Antriebsritzel (Guard Ring)

**orbe1** – Durch die Sichtprüfung sind auch bei dieser Simulation keine Fehler zu erkennen. Es tritt aber nach dieser Simulation das gleiche Problem auf, wie bereits nach rsd1 und orbc1. Der Zahnkranz lässt sich jedoch diesmal nicht durch leichtes Verschieben mit der Hand wieder mit dem Antriebsritzel verbinden. Wie auf der nachfolgenden Abbildung zu sehen ist sitzt der Zahnkranz nicht leicht versetzt, wie nach rsd1, sondern auf den Zähnen des Antriebsritzels.



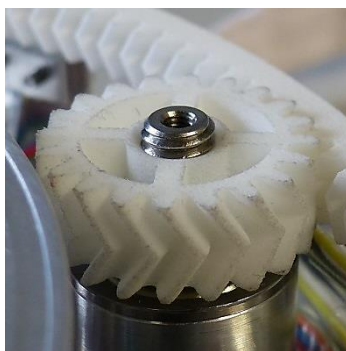
**Abbildung 4.5:** Zahnkranz auf dem Antriebsritzel (nach orbe1)

Um den Zahnkranz wieder auszurichten, musste diesmal der Guard Ring abgeschraubt werden. Siehe dazu Abbildung 4.6.

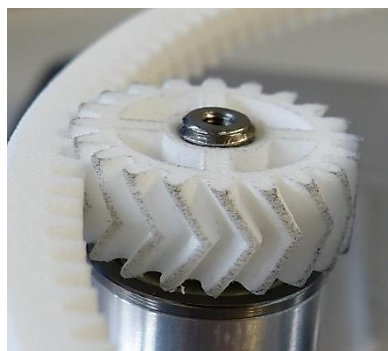


**Abbildung 4.6:** Teststand „innen“

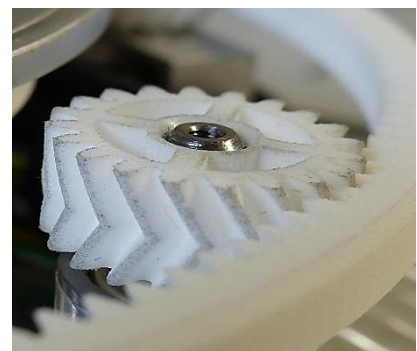
Das Lösen der Schrauben auf dem Guard Ring hat dazu geführt, dass sich die Spindeln und somit die Spindelmuttern frei drehen konnten. Um die durch die Aufwölbung des Zahnrads entstandene Spannung zu lösen, haben sich die Spindelmuttern in ihre ursprüngliche Position zurück gedreht. Aufgrund der freien Bewegung der Muttern und Spindeln sind letztere unterschiedlich hoch, was auf den nachfolgenden Abbildungen zu sehen ist.



**Abbildung 4.7:** SM3 Guard Ring



**Abbildung 4.8:** SM2 Guard Ring



**Abbildung 4.9:** SM1 Guard Ring

Der Zahnkranz des Guard Rings wurde zum Korrigieren der Positionen der Spindeln vorsichtig abgenommen. Diese wurden daraufhin bis zum Anschlag reingedreht. Bei der Demontage des Guard Rings sind zudem die auf Abbildung 4.11 und Abbildung 4.12 zu

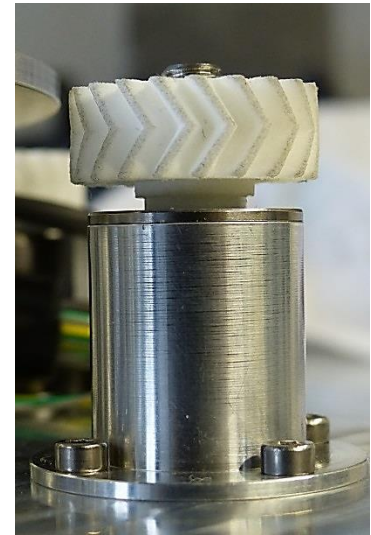
sehenden Fehlstellungen zweier Spindelmuttern des Guard Rings aufgefallen. Wie auf Abbildung 4.10 zu erkennen ist, war SM1 bereits vor den Simulationen nicht mehr vollständig in der Lagerung. SM2 ist hingegen erst während orbe1 herausgegangen. Dass diese Fehler erst nach orbe1 aufgefallen sind, liegt daran, dass die Komponenten unter dem Guard Ring und der Elektrode nur schwierig zu fotografieren und beobachten sind, während der Teststand auf der Shakerplatte montiert ist. Zudem wurde dieses Fehlerbild nicht erwartet.



**Abbildung 4.10:** SM1 Guard Ring raus  
ref1



**Abbildung 4.11:** SM2 Guard Ring  
raus



**Abbildung 4.12:** SM1 Guard Ring  
raus

Der Guard Ring wurde wieder auf die Spindeln geschraubt. Danach konnte der Funktionstest erfolgreich durchgeführt werden.

#### 4.4.2 Durchlauf 2

Alle Simulationen werden nun ein weiteres Mal durchgeführt. Wie auf den Fotos und Videos zu sehen ist, haben sich bei diesem Durchlauf weder Schrauben gelöst noch Spindelmuttern aus ihren Lagern entfernt und auch sonst sind bei der Sichtprüfung keine Fehler aufgefallen. Auch die Funktionstests haben ohne Probleme funktioniert. Einzig bei rsd2 hat das Programm für den Teststand die zu erfassenden Daten nur unregelmäßig und nicht im log-Intervall gespeichert. Trotzdem wurden ausreichend Parameter erfasst, um einen späteren Abgleich mit den Referenzdaten machen zu können.

Nach dem erfolgreichen Durchlauf 2 wurden Raketenstart d) und Orbitalflug e) verändert. Bei den beiden harmonischen Anregungsprofilen wurde bisher jedes Frequenzintervall für die vorgegebene Zeit durchlaufen. Im Vergleich mit den nichtharmonischen Anregungsprofilen a) bis c), bei denen jede Frequenz simultan durchlaufen wird und sich deswegen die Zeit auf alle zusammen bezieht, ist es logisch auch bei d) und e) eine



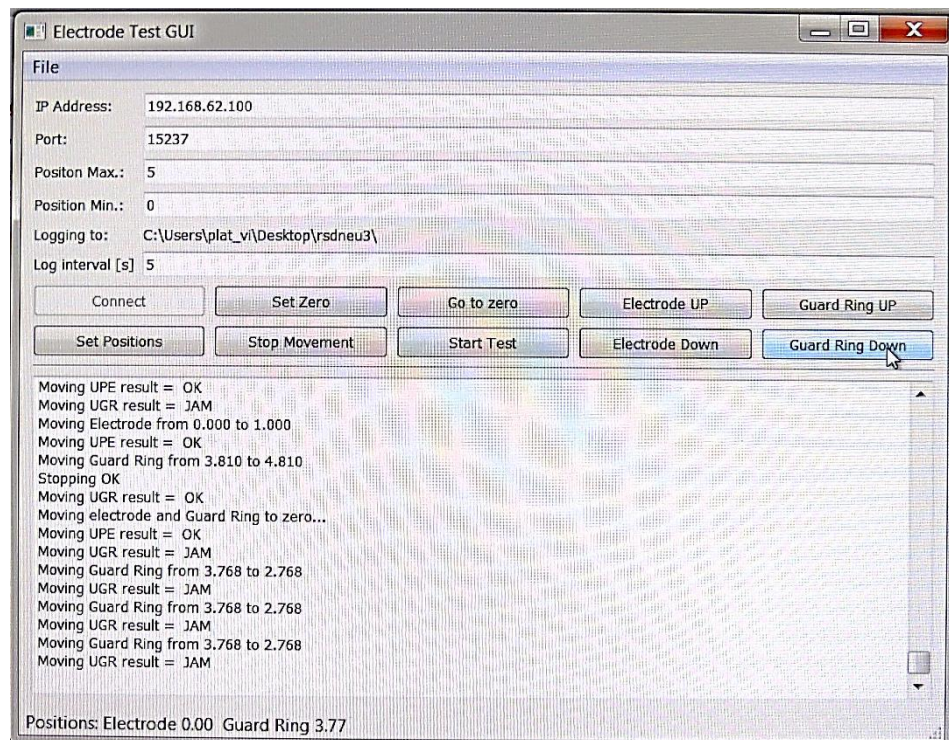
Anpassung der Zeit vorzunehmen. Anstatt jedes Frequenzintervall 300 Sekunden anzuregen, wird der Versuch gerafft und alle Frequenzintervalle innerhalb von 300 Sekunden durchlaufen. Die neuen verschärften Simulationen werden *rsdneu* und *orbeneu* genannt.

**rsdneu** – Nach der Anregung sind durch die Sichtprüfungen keine Fehler festzustellen. Bei der Durchführung der Funktionstests hingegen bewegt sich die SM1 des Guard Rings nicht mit, wodurch die Bewegung blockiert wird. Dies ist auf dem Video 6 zu sehen. Da sich die beiden anderen Spindelmutter mitbewegen drückt sich der Zahnkranz aus dem Eingriff des Antriebsritzels (siehe Abbildung 4.13), wodurch dieses nur noch am Zahnkranz vorbeidreht und ihn nicht mehr mitnimmt.



**Abbildung 4.13:** Zahnkranz sitzt auf Antriebsritzel nach *rsdneu*

Er lässt sich nur durch Randrücken per Hand wieder in seine richtige Position bringen; wird aber zwei weitere Male erneut aus dem Eingriff gedrückt bis er beim dritten Mal wieder mitgenommen wird. Die Simulation *rsdneu* wird ein weiteres Mal durchgeführt. Auf dem Video 7 erkennt man, wie sich der Zahnkranz des Guard Rings durch die Vibrationen verschiebt. Es bewegen sich allerdings nur das Motorritzel und SM3, während SM1 und SM2 vergleichsweise still stehen bleiben. Nach der Simulation drückt sich beim darauffolgenden Funktionstest wieder der Zahnkranz aus dem Ritzel, wie in Video 8 zu sehen ist. Er lässt sich zwar mit der Hand wieder so verschieben, dass alle Zähne funktionsrichtig eingreifen, aber es tritt ein weiterer Fehler auf. Wie auf dem Video 9 und der Abbildung 4.14 zu sehen ist, lässt sich der Guard Ring zwar einwandfrei nach oben verfahren, blockiert aber, wenn er nach unten gefahren werden soll, ab einer Höhe von 3,77mm.

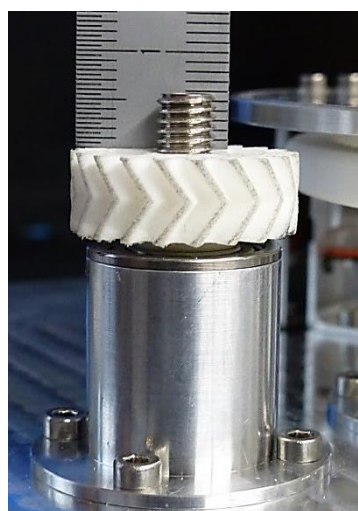


**Abbildung 4.14:** GUI Fehler Zahnkranz Guard Ring nach rsdneu

Versuche, den Guard Ring aus verschiedenen Höhen über die 3.77mm hinaus nach unten zu fahren, haben das Problem nicht gelöst, weswegen der Teststand ein weiteres Mal auseinander gebaut wurde. Dabei hat sich gezeigt, dass die Spindeln unterschiedlich weit herausgefahren sind. Wie auf den nachfolgenden Abbildungen zu sehen, ist die Spindel der SM1 weniger weit herausgefahren, als die anderen beiden Spindeln. Die Spindeln wurden komplett herausgedreht und untersucht; soweit möglich auch die Spindelmutter und der Zahnkranz.



**Abbildung 4.15:** Spindel SM1  
Guard Ring – 5mm



**Abbildung 4.16:** Spindel SM2  
Guard Ring – 6mm



**Abbildung 4.17:** Spindel SM3  
Guard Ring – 6mm

Danach wurde alles wieder zusammengebaut und der Teststand ein weiteres Mal in Betrieb genommen. Auch diesmal springt der Zahnkranz beim Herunterfahren aus dem Antriebsritzel (Video 10). Jedoch gibt es keine definierte Höhe und ein paar Mal wurde der Zahnkranz, nach einigem springen, doch wieder mitgenommen und der Guard Ring weiter nach unten bewegt wird (Video 11). Wie auf den Videos zu erkennen ist, drückt sich der Zahnkranz aus dem Eingriff des Ritzels raus, hält man jedoch mit dem Finger dagegen, überträgt der Zahnkranz die Antriebskraft auf die SM3 und der Guard Ring bewegt sich, wie sich auf den Videos 12 und 13 erkennen lässt.

**orbeneu** – Da sich der Teststand mit Herandrücken des Zahnrad am Guard Ring weiterhin verfahren lässt, wird er auch auf seine Belastbarkeit durch die verschärfte Version von orbe getestet und auf seine Festigkeit überprüft. Der Teststand hat keine ersichtlichen Schäden genommen. Er funktioniert aber nun sowohl beim nach oben wie beim nach unten fahren nur noch, wenn der Zahnkranz des Guard Rings herangedrückt wird (Video 14).

Abschließend werden alle Simulationen, mit rsdneu und orbeneu, direkt hintereinander gestartet. Wie in den vorherigen Simulationen lässt sich der Guard Ring nur mit Hilfe verfahren; ansonsten sind keine weiteren Schäden aufgetreten.

#### 4.5 Auswertung der Funktionstest

Die Auswertung der Funktionstest nach jedem Test ergibt, dass es nach den einzelnen Phasen der Simulation Schwankungen in der Zeit und den Schritten gibt, um den Guard Ring und die Elektrode komplett nach oben und unten zu verfahren. Jedoch verändern sich die Zeit und Anzahl der benötigten Schritte proportional zueinander, wie auf den Graphen in Abbildung 4.18 und Abbildung 4.19 gut zu sehen ist. Das lässt darauf schließen, dass die Piezomotoren keinen Schaden genommen haben.

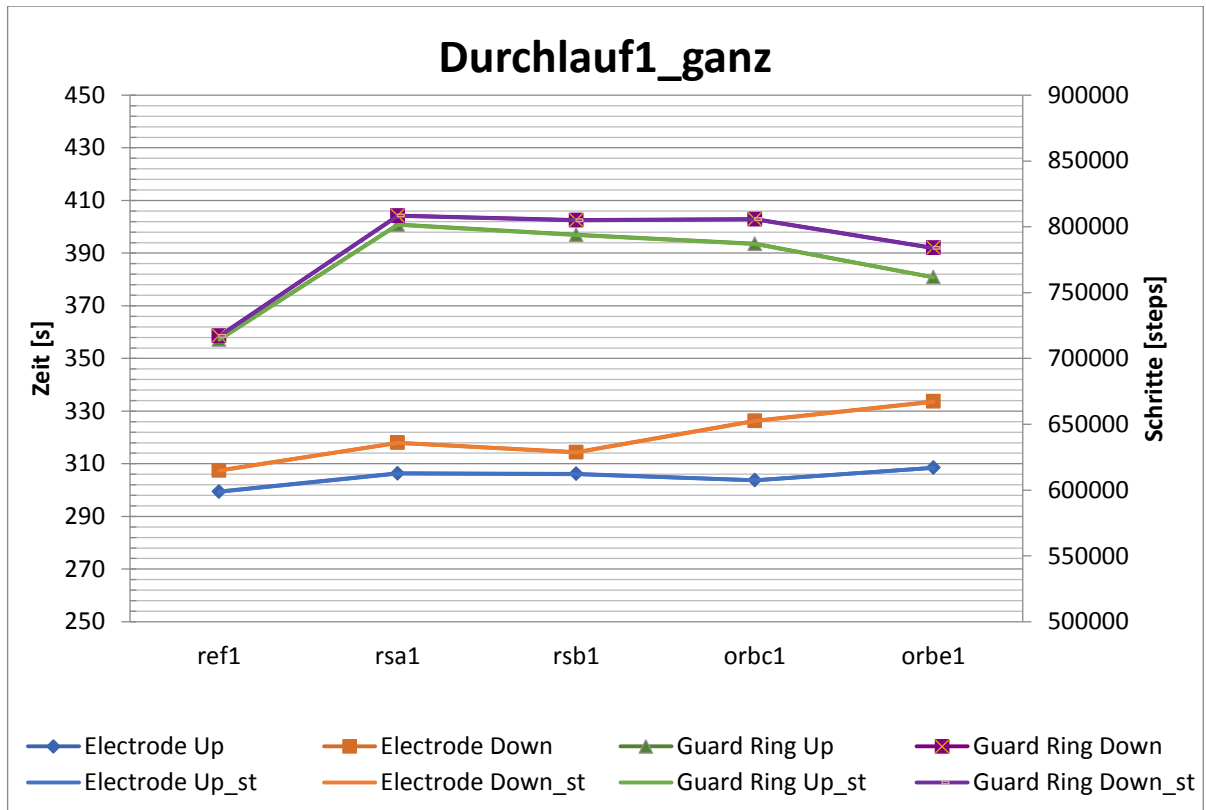


Abbildung 4.18: Zeit-Schritte Diagramm Durchlauf 1

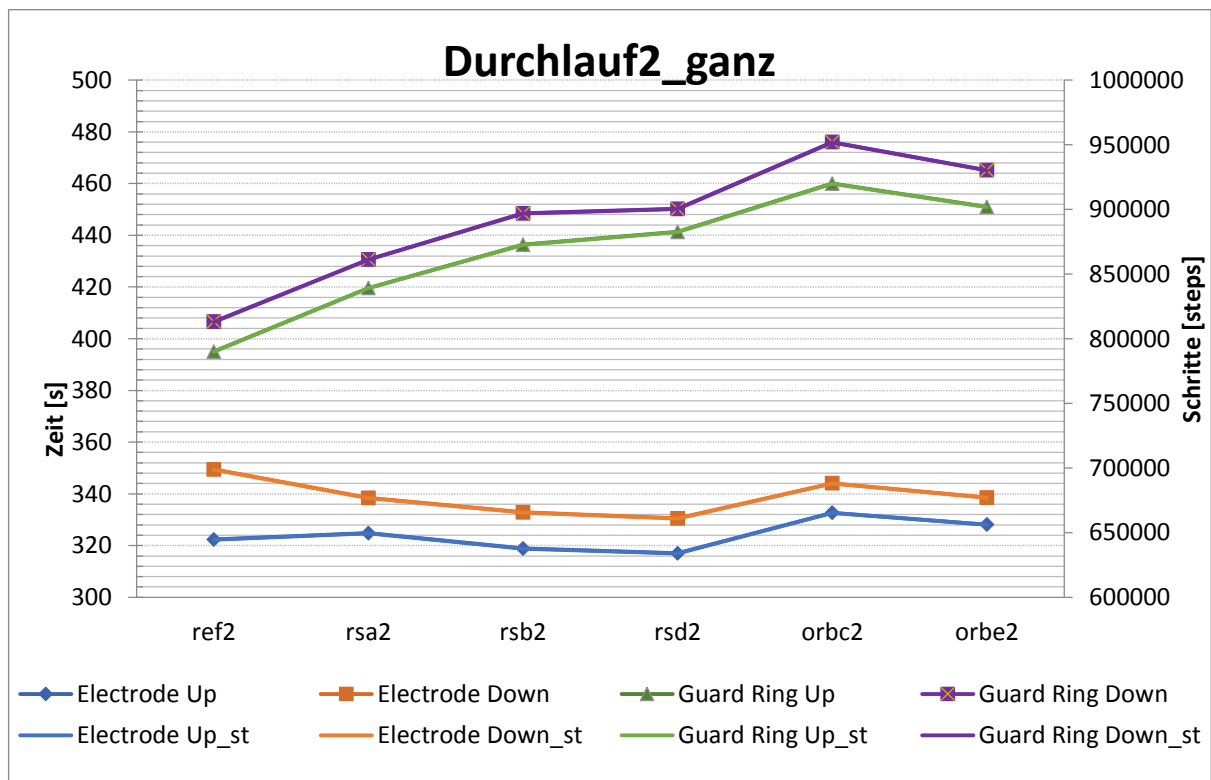
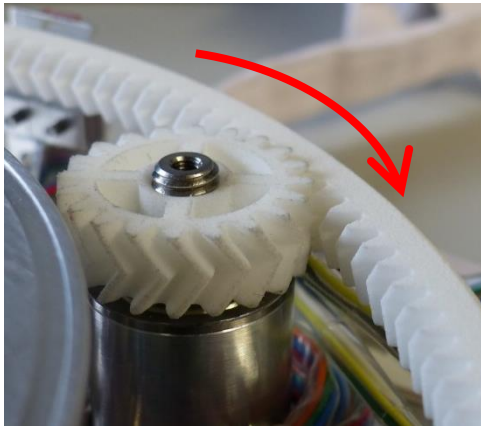


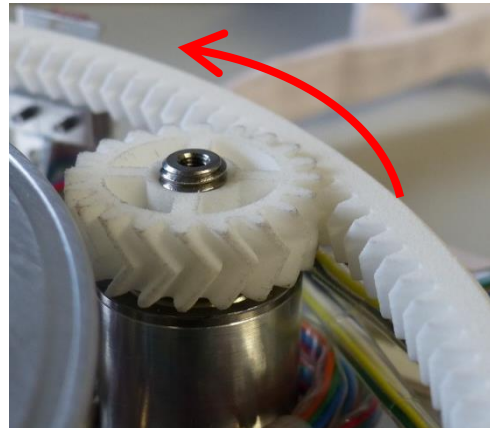
Abbildung 4.19: Zeit-Schritte Diagramm Durchlauf 2



Wider Erwarten verfahren Guard Ring und Elektrode schneller nach oben als nach unten. Eine mögliche Erklärung für die unerwartete Geschwindigkeitsverteilung ist auf die Verzahnung von Zahnkranz, Spindelmutter und Antrieb zurückzuführen. Dass der Teststand zum nach oben fahren weniger Zeit benötigt als zum nach unten fahren lässt darauf schließen, dass die Momentübertragung in diese Richtung besser funktioniert.



**Abbildung 4.20:** Richtung Pfeilverzahnung nach oben fahren



**Abbildung 4.21:** Richtung Pfeilverzahnung nach unten fahren

Diese Theorie wird durch die nach rsdneu auftretende Gegebenheit unterstützt. Dort funktioniert das herauffahren (mit dem Uhrzeigersinn) problemlos, während sich der Zahnkranz nur beim herunterfahren (gegen den Uhrzeigesinn) aus dem Eingriff drückt. Dies ist möglicherweise auf die hohen Toleranzen in der Fertigung zurückzuführen, wodurch die Kraft-/Momentübertragung nicht mehr optimal und ggf. Drehrichtungsabhängig ist.

Bei beiden Durchläufen ist eindeutig zu erkennen, dass die Elektrode schneller als der Guard Ring verfährt. Das liegt daran, dass bei dem Teststand zwei unterschiedlichen Motoren verbaut sind. Der beim Antrieb der Elektrode verbaute nicht-vakuumtaugliche Motor ist leistungsstärker.

Der Zeit/Schritte-Versuchsverlauf der Durchläufe 1 und 2 ist in den Abbildung 4.18 und Abbildung 4.19 dargestellt. Vor dem allerersten Durchlauf wurden zwei Referenzzeiten und –schritte aufgenommen. Vergleicht man die Zeiten miteinander ergibt sich eine Differenz von  $\Delta t$  (siehe nachstehenden Tabelle 4.3) für die jeweilige Bewegungsrichtung. Eine minimale Abweichung der Zeiten von der Referenz ist daher auch nach den Simulationen zu erwarten.

**Tabelle 4.3:** Vergleich Referenzdatensätze vor Durchlauf 1

Time [s]	Ref 1	Ref1a	$\Delta t$
Electrode UP	299,424	303,614	4,19 [1,4%]
Electrode DOWN	307,478	313,918	6,44 [2,1%]

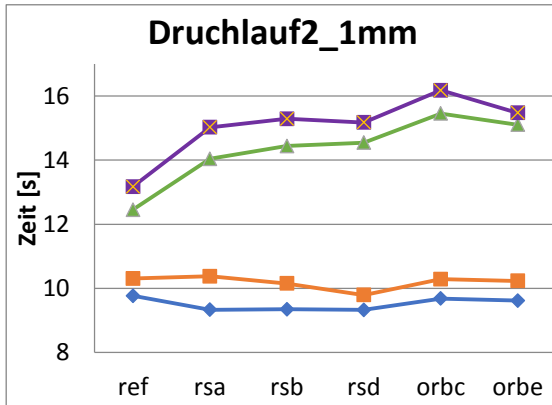


Bei der Elektrode gab es, abgesehen von den gelösten Schrauben nach rsa1, keine Probleme bei den Funktionsprüfungen – das zeigt auch der Zeitverlauf der beiden Durchläufe beim Hoch- und Runterfahren. Die Zeiten der Elektrode bleiben beim Hochfahren in beiden Durchläufen im Durchschnitt in einem Toleranzbereich von  $\pm 10$  Sekunden, beim Runterfahren liegt dieser bei ca.  $\pm 15$  Sekunden. 10 Sekunden entsprechen einer Abweichung von ca. 3,5% und 15 Sekunden einer Abweichung von ca. 5% zu der Referenzzeit.

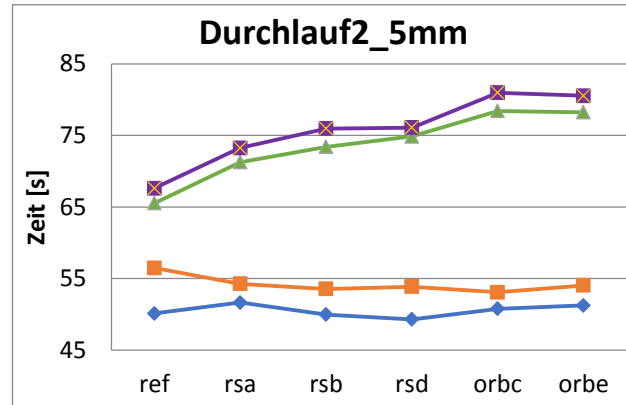
Das Verfahren des Guard Rings hat nach den Simulationen deutlich größere Probleme bereitet – auch das spiegeln die Zeitverläufe wieder. Dort unterscheiden sich die Zeiten der Tests zu den Zeiten des Referenzdurchlaufs deutlich. Auch untereinander unterscheiden sich der Verlauf von Durchlauf 1 zu 2. Beim zweiten Durchlauf ist es beim Guard Ring ebenfalls zu keinen Problemen der Funktionstest gekommen. Deswegen wurde der Zahnkranz nicht von außen bewegt. Wie bereits in Abschnitt 0 festgestellt wurde, bewegt sich der Zahnkranz während der Simulationen von alleine. Es ist demnach möglich, dass er sich aufgrund seiner Elastizität, immer weiter aus dem vollen Eingriff der Spindelmuttern und des Antriebritzels gedrückt hat. So konnte keine vollständige Momentübertragung mehr stattfinden, weswegen der Motor mehr Schritte und somit mehr Zeit gebraucht hat um den Guard Ring zu verfahren. Obwohl die Funktionstests im Gegensatz zu Durchlauf 2 beim ersten Durchlauf mehrere Male nicht unmittelbar funktioniert haben, bleibt die benötigte Zeit ab rsa1 relativ konstant. Das kann darauf zurückgeführt werden, dass der Zahnkranz mehrere Male von Hand wieder vollständig in den Eingriff gedrückt wurde.

Bereits direkt nach der ersten Simulation hat sich beim ersten Durchlauf die durchschnittliche Zeit um über 50 Sekunden gegenüber ref1 erhöht, was einem Anstieg um ca. 14% entspricht. Die benötigte Zeit bleibt dann konstant und geht nach obe1 wieder um die Hälfte nach unten. Beim zweiten Durchlauf hingegen steigt die durchschnittlich benötigte Zeit nach jeder Simulation etwas an, bis das Verfahren des Guard Rings nach orbc1 über eine Minute (ca. 17% Anstieg) länger braucht als vor den Versuchen.

Vergleicht man den Verlauf von Zeit und Schritten mit dem Fahrweg von 1mm und 5mm (Abbildung 4.22 und Abbildung 4.23) ist zu erkennen, dass der Verlauf sehr ähnlich ist. Daraus lässt sich schließen, dass die Länge des zu verfahrenen Weges keine Auswirkung auf die den Zeitverlauf hat. Der Motor wird also beispielsweise nicht nach einiger Zeit langsamer.



**Abbildung 4.22:** Zeitverlauf 1mm Durchlauf 2



**Abbildung 4.23:** Zeitverlauf 5mm Durchlauf 2

Zu den verschärften Simulationen konnten keine vollständigen Funktionstests durchgeführt werden, da sich der Guard Ring nur noch mit Randrücken des Zahnkranzes verstellen lässt und es nicht möglich ist über das Programm nur die Zeiten für die Elektrode aufzunehmen (siehe dazu das Ende des Absatzes 3.5.1). Es wurde jedoch sowohl nach rsdneu, wie auch nach orbeneu für 5mm ein Datensatz aufgenommen und dieser mit den Werten von rsd2 und orbe2 verglichen, siehe Tabelle 4.4.

**Tabelle 4.4:** Zeit 5mm rsdneu und orbeneu im Vergleich

Time	Electrode UP	Electrode DOWN	Guard Ring UP	Guard Ring DOWN
Orbeneu	50,102	56,535	102,258	100,776
Orbe2	51,244	54,038	78,244	80,544
Rsdneu	50,102	53,167	74,191	79,266
Rsd2	49,293	53,843	74,863	76,086

Während sich bei der Elektrode kaum Unterschiede in der Zeit zeigen, braucht der Guard Ring in beide Richtungen nach orbeneu wesentlich länger als nach orbe2. Grund dafür ist, dass der Zahnkranz mit den Fingern in den Eingriff der SM1 und des Antriebritzels gedrückt werden musste, aber trotzdem einige Male durchgerutscht ist.

#### 4.6 Versuchsauswertung

Sowohl Durchlauf 1 wie auch bei Durchlauf 2 haben gezeigt, dass der jetzige Aufbau des Motionssystems ungeeignet für die Benutzung auf der ISS ist. Keine der aufgetretenen Fehlerbilder ließen sich ohne einen Eingriff von außen beheben. Die ausschließlich am

Getriebesystem des Guard Rings aufgetretenen Probleme zeigen dass der Teststand den dynamischen Belastungen des Transports nicht standhalten kann.

Es lässt sich jedoch auch feststellen, dass der prinzipielle Aufbau des Antriebs- und Getriebesystems funktionstüchtig ist und durch einige gezielte Änderungen auch für die Benutzung auf der ISS freigegeben werden kann. Das hat die Auswertung der Funktionstests in Abschnitt 4 ergeben. Sie haben alle, abgesehen von zeitlichen Schwankungen, funktioniert; der Aufbau der Elektrode hat allen Simulationen standgehalten und es waren dort keine Fehler zu erkennen. Da das Getriebesystem der Elektrode lediglich ein miniaturisierter Aufbau des Systems des Guard Rings ist, ist es also naheliegend, dass die Fehler nicht aufgrund der Konstruktion, sondern anderen Parametern aufgetreten sind. Diese werden im weiteren Verlauf behandelt.

Wie sich anhand der Referenzdaten und aller Funktionstests gezeigt haben, funktionieren die Piezomotoren einwandfrei und haben alle Simulationen unbeschadet überstanden. Die Funktionsweise, ihre rotatorische Bewegung über ein Getriebesystem in eine lineare Bewegung der Spindeln zu übertragen erfolgt ohne Probleme. Zudem kommt es durch die gleichmäßige Ansteuerung der jeweils drei Spindeln über einen Motor durch diesen nicht zum Verkanten, wie es bei dem alten Aufbau mit den Linearmotoren passiert ist.

Zu den fehlerhaften Vibrationsprofilen des Raketenstart d) und Orbitalflug e) ist es aufgrund der unzureichenden Beschreibung im Russian Segment User Manuals gekommen. Die maximalen Beschleunigungswerte haben jedoch gestimmt, lediglich wurde der Teststand unnötig lange den Vibrationen ausgesetzt.

##### 4.6.1 Fehler am Teststand

###### Fehlerbild 1 – gelöste Schrauben.

Die bei der ersten Simulation gelösten Schrauben, scheinen entweder vor den Versuchen nicht richtig festgezogen worden zu sein oder haben sich bei dem Transport gelöst. Um dem entgegenzuwirken können die Schrauben mit einem definierten Anzugsmoment festgedreht und zusätzlich mit Sicherungslack verklebt werden.

###### Fehlerbild 2 – Zahnkranz nicht mehr im Eingriff des Antriebsritzels.

Das Herausdrücken des Zahnkranzes aus dem Eingriff des Antriebsritzels kann verschiedene Ursachen haben. Zum einen spielt das Material und die Herstellung der Zahnkränze eine Rolle. Die Herstellung über den 3D-Druck hat, verglichen mit anderen Herstellungsverfahren, relativ hohe Fertigungstoleranzen. Das kann dazu führen, dass die Maße der Zähne und des Zahnkranzdurchmessers nicht exakt stimmen und Spiel entsteht. Kombiniert mit der für

Kunststoff üblichen Flexibilität, kann sich der Zahnkranz bei zu hoher Gegenkraft aufwölben und aus dem Eingriff drücken.

Eine weitere Ursache für das Fehlerbild 2, die auf die Flexibilität des Zahnkranzes zurückzuführen ist, ist die möglicherweise ungleichmäßige Zähneverteilung des Zahnkranzes zwischen den Spindelmuttern. Es kann sein, dass der Zahnkranz aufgrund der Vibrationen kurzzeitig aus dem Eingriff einer der Spindelmutter „gesprungen“ und beim erneuten Eingreifen in die falsche Stellung zurückgegangen ist. Dies wird durch das axiale Spiel zwischen Spindeln und Spindelmuttern begünstigt. Die Spindelmuttern können sich dadurch minimal drehen, ohne dass sich die Spindel mitbewegen, siehe Video 2, 18 und 19. Es ermöglicht außerdem, dass der Zahnkranz in einen neuen Eingriffspunkt findet. Geschieht dies beispielsweise so, dass sich zwischen SM1 und SM3 ein Zahn mehr befindet und zwischen SM1 und SM2 einer weniger, könnte das beim nach oben fahren dazu führen, dass die Krafteinwirkung auf SM1 aus Richtung der anderen Spindelmutter, so ungünstig ist, dass diese blockiert. Beim Antriebsritzel wiederum kann es sein, dass die Zahnräder durch den zusätzlichen Zahn nicht vollständig ineinander greifen. Der Zahnkranz kann somit nicht optimal die Bewegung/Kraft übertragen und drückt sich aus dem Eingriff.

Die zu hohe Gegenkraft ist eine andere Ursache der Funktionsbeeinträchtigung. Es kann beispielsweise an den Gewinden der Spindeln oder beim Innengewinde der Spindelmuttern durch die Vibrationen zu Abnutzungen kommen, was die Reibung im Gewindegang erhöht und somit das Antreiben erschwert. Besonders beachtet werden sollten auch die durch mechanische Beanspruchungen, Schwingungen, hervorgerufenen Verschleißmechanismen [24, p. 374 ff.], die an den Zahnrädern auftreten können. Dazu zählen die Oberflächenzerrüttung und Abrasion. Andererseits kann auch das Lager durch die Vibrationen beschädigt werden oder es gelangt Staub bzw. Dreck durch die Abnutzung angrenzender Bauteile hinein. Das würde seine Funktion beeinträchtigt – entweder vollständig oder hinsichtlich seiner Leichtgängigkeit.

Die Funktionseinschränkungen des Teststands sind hauptsächlich bei den Simulationen aufgetreten, die harmonisch angeregt wurden, also bei Raketenstart d) und Orbitalflug e). Grund hierfür kann sein, dass die Belastung dort vergleichsweise hoch ist. Denn, wie auf den Videos der Simulationen zu sehen ist, sind die Auslenkungen des Shakers besonders im niederfrequenten Bereich der sinusförmigen Anregung sehr groß.

#### Fehlerbild 3 – Spindelmuttern aus Lagerung gelöst

Der mit der Lösung der Spindelmuttern aus dem Lager einhergehende Höhenunterschied der Spindelmuttern und die Schrägstellung des Zahnkranzes haben nicht zu einer Funktionsbeeinträchtigung geführt. Das lässt sich daran erkennen, dass die eine

Spindelmutter bereits vor dem ersten Durchlauf nicht mehr bis zum Anschlag im Lager eingepresst war und sowohl der Referenzdurchlauf, wie auch die Funktionstests nach Raketenstart a) und b) einwandfrei funktioniert haben. Trotzdem sollte dieses Ereignis vermieden werden, da sich die Spindelmuttern, wenn sie nicht wieder reingedrückt worden wären, beim zweiten Durchlauf auch ganz aus den Lagern hätten lösen können.

##### Fehlerbild 4 – Springen des Zahnkranzes beim Herunterfahren

Die Gegebenheit, dass sich der Guard Ring nach rsdneu erst nicht weiter herunterfahren lässt als bis auf 3,77mm und er auch nach erneutem Zusammenbau sich weiterhin nicht nach unten fahren lässt, lässt vermuten, dass es doch zu einer Beschädigung des Zahnkranzes, der Spindel oder einer der Spindelmuttern (SM1) gekommen ist. Das Problem scheint sich durch die De- und Montage lediglich verlagert zu haben. Die Spindeln und auch der Zahnkranz werden eingehend untersucht. Während es beim letzteren keine Auffälligkeiten gibt, sehen die Spindeln sehr abgenutzt aus. Ein Vergleich mit anderen Spindeln in der Werkstatt hat jedoch ergeben, dass es sich um keine außergewöhnlichen Abnutzungen handelt. Die Untersuchung des Innengewindes der Spindelmuttern lässt sich mit den zur Verfügung stehenden Mitteln nicht bewerkstelligen. Ist es dort zu einer Verschleißerscheinung gekommen und diese paart sich ungünstig mit einer abgenutzten Stelle der Spindel, würde das die immer wiederkehrende Blockade der SM1 gegenüber dem Antrieb durch den Zahnkranz erklären.

##### Fehlerbild 5 – Zahnkranz Guard Ring nur noch über äußere Krafteinwirkung im Eingriff

Nach der Simulation orbeneu und dem gesamt Durchlauf aller Simulationen, lässt sich der Guard Ring des Teststandes nur noch mit Hilfe des Bedieners, über das Herandrücken den Zahnkranz, verfahren. Der Unterschied zum Fehlerbild 4 ist, dass dieses nun zu jederzeit und beim Hoch- und Runterfahren auftritt. Der Zahnkranz drückt sich nach dem Einschalten der Motoren sofort aus dem Eingriff des Antriebritzels. Weder die Demontage noch eine Verschiebung des Kranzes per Hand sorgen dafür, dass der Zahnkranz im Eingriff bleibt. Das ständige Herausrutschen könnte auf eine plastische Verformung des Zahnkranzes zurückzuführen sein, und/oder auf eine zu hohe Gegenkraft, wie bereits unter Fehlerbild 2 beschrieben.

##### Fehlerbild 6 – Spindeln laufen unrund

Die weitere Betrachtung des Teststandes hat ergeben, dass die die Spindeln unrund laufen. Das ist einmal auf das Spiel des Gewindes zurückzuführen und andererseits darauf, dass die Spindelmuttern bisher nur einfach gelagert sind, wodurch radiales Spiel entsteht.

#### 4.6.2 Probleme bei der Anregung des Shakers

Wie bereits in Absatz 3.4.2 beschrieben, gibt es bei der Anregung des Shakers durch Raketenstart d) Probleme im Frequenzbereich zwischen 5Hz und ca. 8 Hz. Der Versuch wurde dabei vom Shaker selber vorzeitig abgebrochen. Eine Möglichkeit hierfür kann sein, dass die benötigte Auslenkung des Shakers, zum Erreichen der Beschleunigung bei den niedrigen Frequenzen, größer ist als seine zulässige maximale Auslenkung. Es würde sich damit um eine Sicherheitseinstellung des Shakers handeln. Sie verhindert, durch vorzeitiges Abbrechen der Versuche, sich selbst zu zerstören. Errechnet das Programm aus den gemessenen Daten des Beschleunigungssensors beispielsweise, dass die maximale Auslenkung des Shakers aufgrund der Ansteuerung überschritten wird, bricht er die Simulation ab. Um das zu überprüfen, wird im Folgenden berechnet, wie der Zusammenhang zwischen Auslenkung, Beschleunigung und Frequenz ist.

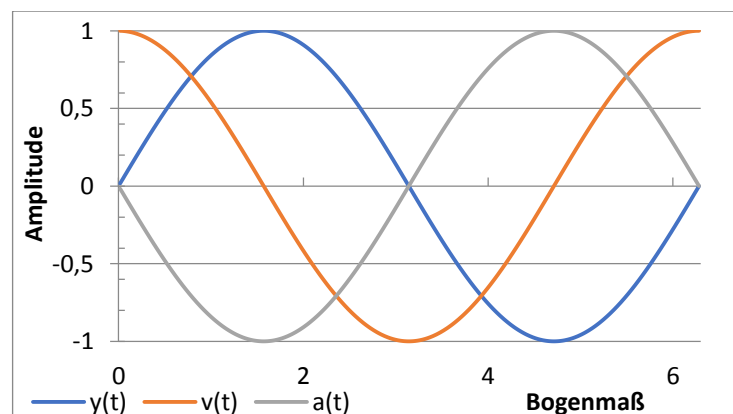
Laut seinem Datenblatt liegt die niedrigste Frequenz, die der Shaker anregen kann bei 5Hz und seine maximale Auslenkung beträgt  $\pm 12,7\text{mm}$ . [21] Der Verlauf der Anregung ist durch Funktion 4.8 gegeben. Funktion 9 beschreibt die Geschwindigkeit, die zu jedem Zeitpunkt erreicht wird und ist die Ableitung von  $y(t)$ . Die Funktion 4.10 gibt die Beschleunigung an jedem Punkt von  $y(t)$  an und ist ihre zweite Ableitung.

$$y(t) = A * \sin(\omega * t) \quad (4.8)$$

$$v(t) = A * \omega * \cos(\omega * t) \quad (4.9)$$

$$a(t) = -A * \omega^2 * \sin(\omega * t) \quad (4.10)$$

$$\omega = 2 * \pi * f \text{ (Kreisfrequenz)} \quad (4.11)$$



**Abbildung 4.24: Sinusfunktion**

Bei der Frequenz von 5Hz soll die maximale Beschleunigung  $1g = 9,81 \frac{m}{s^2}$  betragen und darf dabei nicht die Parameter des Shakers überschreiten. Der Zusammenhang zwischen Frequenz, Beschleunigung und Auslenkung ist der Folgende:

Die maximale Auslenkung einer Sinusfunktion ist deren Amplitude A. Sie entspricht den Extremwerten der Sinusfunktion. Aus der Mathematik ist bekannt, dass eine Funktion  $f(x)$  an der Stelle  $x_1$  einen Extremwert hat, wenn  $f'(x_1)=0$  ist. Die vorliegende Funktion  $v(t)$  wird dann gleich 0, wenn entweder die Amplitude und/oder  $\omega$  gleich 0 sind (keine sinnvolle Annahme) oder wenn  $\cos(\omega * t) = 0$  wird. Allgemein gilt für  $\cos(x)$ , dass

$$\cos\left(\frac{\pi}{2} + k * \pi\right) = 0, \text{ für } k \in \mathbb{Z}. \quad (4.12)$$

hingegen ist

$$\sin\left(\frac{\pi}{2} + k * \pi\right) = 1, \text{ für } k \in \mathbb{Z}. \quad (4.13)$$

Da die Zeit  $t$  für die Berechnung der Auslenkung irrelevant ist, kann für die weitere Berechnung und aufgrund der gerade beschriebenen Zusammenhänge von  $\cos(x) = 0$  und  $\sin(x) = 1$  mit der verkürzten Version von Funktion 10

$$a(t) = -A * \omega^2 \quad (4.14)$$

weitergerechnet werden. Es ergibt sich daraus ganz allgemein, dass die maximale Auslenkung einer Sinusfunktion mit Frequenz und Beschleunigung wie folgt zusammenhängt.

$$\frac{a(t)}{(2 * \pi * f)^2} = -A \quad (4.15)$$

Gegeben:  $f = 5\text{Hz}$ ;  $a(t) = 9,81 \frac{m}{s^2}$ .

Werden nun alle gegebenen Parameter in die Funktion 4.15 eingesetzt, ergibt sich eine maximale Auslenkung des Shakers von 9,94mm, da  $|-A| = A$ . Das liegt eigentlich im Mögkeitsbereich des Shakers.

$$\frac{9,81 \frac{m}{s^2}}{(2 * \pi * 5\text{Hz})^2} = -A \quad (4.16)$$

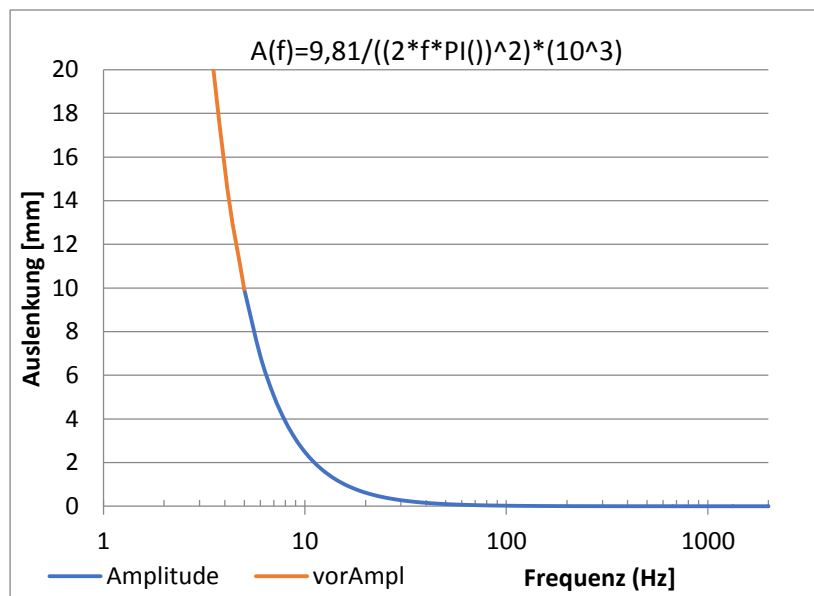
$$-A = 0,00994m \cong 9,94\text{mm} \quad (4.17)$$

Der Sicherheitsstopp kann auch durch fehlerhaft übermittelte Daten ausgelöst worden sein. Beispielsweise durch einen zu empfindlichen Beschleunigungssensor. Dieser würde die aufgefassten Daten als zu hoch einstufen und die Simulation abbrechen, obwohl die Auslenkung noch im Möglichenbereich des Shakers liegt. Desweiteren kann die unzureichende Befestigung des Beschleunigungssensors zu fehlerhaften Daten führen. Er ist lediglich durch mehrere Klebestreifen auf der Shakerplatte befestigt. Diese sind wiederum sehr flexibel, was dazu führen kann, dass sich der Sensor minimal vom Shaker löst, wenn die Richtung bei der maximalen Auslenkung umgekehrt wird. So wären seine gemessenen Werte zwar nicht falsch, würden aber nicht mehr den exakten Daten des Shakers entsprechen.

Betrachtet man die Auslenkung des Shakers für alle Frequenzen zwischen 1Hz und 2000Hz ergibt sich folgender Graph.

**Tabelle 4.5:** Raketenstart d) A(f)

Frequenz f [Hz]	Auslenkung A [mm]
1	248,490203
2	62,1225507
3	27,6100225
4	15,5306377
5	9,93960812
6	6,90250564
7	5,07122863
8	3,88265942
9	3,06778028
10	2,48490203
11	2,05363804
12	1,72562641
13	1,47035623
14	1,26780716
...	...



**Abbildung 4.25:** Shakerauslenkung Raketenstart d) [log]

Ein weiterer Grund für den vorzeitigen Abbruch des Programmes ist, dass die anfängliche Beschleunigung aus der Ruhelage erreicht werden muss und es dem Shaker nicht möglich ist, diese sofort zu erreichen. Das könnte an der angelegten Spannung liegen, welche zum Erreichen der Beschleunigung ebenfalls eine Rolle spielt. Ist diese nicht ausreichend, kann sich der Shaker aus der Ruhelage nicht schnell genug beschleunigen. Zudem muss der Shaker „hochfahren“ um auf die Beschleunigung bei 5Hz zu kommen. Dabei ist es möglich, dass er eine ungünstige Kombination von Beschleunigung und Frequenz durchläuft, die seine Parameter übersteigt. Beispielsweise übersteigt die benötigte Amplitude für eine Anregung von 4Hz und 1g bereits die maximalen Werte des Shakers, siehe Tabelle 4.5. In Abbildung



4.25 ist gut zu erkennen, wie die Auslenkung bei größer werdender Frequenz exponentiell abnimmt. Bereits bei 6Hz entspricht die benötigte Auslenkung schon nur noch fast der Hälfte der maximalen Auslenkung des Shakers. Wie sich bei der Durchführung gezeigt hat, ist es trotzdem erst bei einer Frequenz von 8,5Hz möglich, die geforderte Beschleunigung von 1g zu erreichen.

#### 4.6.3 Empfehlungen zu Veränderungen

Damit das Motionsystem den Transport zur ISS unbeschadet übersteht müssen einige Änderungen an dem jetzigen System vorgenommen werden. Es ist außerdem zu beachten, dass es sich bei dem untersuchten Teststand lediglich um einen „Test“-stand handelt, der sich, wie bereits in Abschnitt 3.5 erklärt, in einigen Punkten von der geplanten Konstruktion des Motionsystem unterscheidet.

Die wichtigste Veränderung ist eine Anpassung der verwendeten Werkstoffe; eine unzureichende Festigkeit und ungünstige Werkstoffpaarungen sind der Hauptgrund für die auftretenden Fehlerbilder. Der verwendete Kunststoffdruck der Zahnkränze und Zahnräder ist aufgrund seiner Flexibilität und Toleranzen gänzlich ungeeignet. Die Verwendung eines anderen Materials kann deren Steifigkeit erhöhen und durch ein anderes Herstellungsverfahren, können die Toleranzen verringert werden und. Aluminium oder Titan sind ggf. geeignete Werkstoffe. Die Abnutzung der Gewinde auch auf die unzureichende Materialauswahl zurückzuführen. Dadurch entstehen hohe Gegenkräfte und eine schlechte Kraftübertragung. Sollte aus anderen Gründen, beispielsweise Gewicht und Vakuumtauglichkeit, trotzdem Kunststoff verwendet werden, könnte das Aufwölben und Springen des Kranzes auch mechanisch verhindert werden. Dazu kann eine Einfassung in Metall um den Zahnkranz angebracht werden, deren Durchmesser nur geringfügig größer ist als der des Zahnkranzes. Dass sich die Spindelmuttern aus den Lagern geschoben haben, liegt ebenfalls an einer ungünstigen Werkstoffauswahl und der daraus resultierenden unzureichenden Presspassung. Um eine sichere Lagerung zu gewährleisten sollte entweder eine andere Werkstoffpaarung gewählt oder die Spindelmuttern mit den Lagern verklebt werden. Sowohl bei der neuen Werkstoff-, wie auch bei der Kleberauswahl ist auf die Vakuumtauglichkeit zu achten.

Das Springen und Aufwölben des Zahnkranzes lässt sich auch durch eine weitere Möglichkeit verhindern. Wie in Abschnitt 4.6.1 festgestellt, besitzen die Spindeln axiales Spiel, was eine Fehlstellung der Komponenten begünstigt. Dies gilt es zu verhindern, was sich beispielsweise durch Vorspannen mittels einer Feder bewerkstelligen lässt. Auch dem radialen Spiel lässt sich so entgegenwirken. Durch dieses laufen die Spindeln und Spindelmuttern unrund, was wenn sie zueinander ungünstig stehen, zu hohen Gegenkräften und somit zum Aufwölben führt. Um das zu verhindern, würde auch eine doppelte Lagerung helfen.

## 5 Ausblick

Zur weiteren Prüfung des Motionsystems gehört zum einen die Anregung des Teststands in die beiden anderen Achsen (y und z) und zum anderen die Anregung durch das Schockprofil (siehe Tabelle 3.10) und das Akustische Profil (siehe Tabelle 3.11). Um diese durchzuführen muss jedoch ein anderer Shaker verwendet werden, dem es möglich ist, das Spektrum der Vibrationsprofile zu erreichen. Dazu sollte außerdem die Simulation Raketenstart d) ein weiteres Mal durchgeführt werden um deren gesamten Frequenz- bzw. Beschleunigungsbereich zu testen. Da das zweite Motionsystem in der Zylflexkammer spiegelverkehrt zum derzeit geprüften Teststand verbaut ist, sollte auch diese Einbaulage getestet werden.

Ein weiterer Versuch, der durchgeführt werden sollte, betrifft Vibrationen, die durch Kopplung mit anderen Geräten an Bord der ISS entstehen können. Diese Vibrationslevel werden deutlich geringer sein, als die, die beim Raketenstart und Orbitalflug auftreten. Die Prüfung ist aber dahingehend wichtig, dass das Ekoplasma Labor während dieser Vibrationen in Betrieb sein wird und das Motionsystem dabei noch Verstellbar sein soll. Die Funktionstest müssen bei der Prüfung also während des Shakertests und nicht nachher durchgeführt werden.

Das Dokument „ISS Russian Segment User Manual“ ist ursprünglich auf Russisch verfasst worden und wurde von den Herausgebern auf Englisch übersetzt. Es ist durchaus möglich, dass in dem Dokument Übersetzungsfehler gemacht wurden, da sowohl fehlende Zahlen wie auch Buchstabendreher zu finden sind. Die Informationen bezüglich der Durchführung sind außerdem sehr gering. Es gibt beispielsweise keine Angaben dazu, wie sich die Frequenzen über die Zeit ändern sollen. Es kann demzufolge sein, dass bei der harmonischen Anregung die Testsequenzen ggf. über *lin-lin* und nicht über *log-log* zu verbinden sind (Abschnitt 3.4.1 und Abbildung 3.7).

Ebenso ist bei Bedarf die Überarbeitung der GUI zur Ansteuerung des Teststandes sinnvoll. Die Funktion *Stop Test* hat gegenüber *Stop Movement* keine zusätzlichen Funktionen.. Auch die Funktion *Set Zero* ist überdenkbar. Aufgrund der Funktionsweise des Encoders werden beim Hoch- und Herunterfahren unterschiedliche Werte angesteuert, siehe Abschnitt 3.5.2. Wenn nun eine neue Nulllage gesetzt wird, ist es nicht mehr möglich die ursprüngliche Nulllage anzufahren ohne den Guard Ring und die Elektrode bis zum Anschlag nach unten fahren zu lassen. Dadurch werden aber sowohl die Motoren wie auch alle Zahnräder unnötig beansprucht. Eine Möglichkeit über *Set Zero* eine Art „zweiten“ Nullpunkt zu definieren, dessen Abstand  $\Delta a$  zum „richtigen“ Nullpunkt abgespeichert wird, würde das Problem beheben. Die GUI könnte die neuen Positionen mit Bezug auf den zweiten Nullpunkt anzeigen, während das Programm weiterhin die Lage zum richtigen Nullpunkt referenziert.

## 6 Zusammenfassung

Wie in der Aufgabenstellung gefordert, wurde in dieser Arbeit zunächst ausgearbeitet, welche Belastungsversuche es zur Verifikation von Komponenten in der Raumfahrttechnik gibt. Aus den gesammelten Informationen der Recherche wurden daraufhin ein Versuchsaufbau und verschiedene Experimente zur dynamischen Belastungsanalyse definiert. Dabei wurde besonders auf die verschiedenen Vibrationslevel eingegangen, welche beim Raketenstart und Orbitalflug auftreten. Für den Shaker, der zum Durchführen der Experimente verwendet wurde, sowie für die Steuerung des Motionsystems wurden für das DLR Bedienungsanleitungen geschrieben, welche sich auf der beiliegenden CD befinden. Nach den Simulationen wurde eine Funktionsanalyse des Teststandes durchgeführt und ausgewertet. Die Versuche in dieser Arbeit sind so ausgearbeitet, dass sie zukünftig auch die Möglichkeit bieten andere Komponenten des Ekoplasmaalabors hinsichtlich der dynamischen Belastungen während des Raketenstarts und Orbitalflugs zu überprüfen. Obwohl zur Vollständigkeit der Belastungsanalyse noch die Schockprüfungen und akustischen Vibrationen fehlen, hat sich bereits gezeigt, dass das Motionsystem im derzeitigen Aufbau nicht für den Transport und die Verwendung auf der ISS geeignet ist. Dabei scheinen aber nur die bisher verwendeten Materialien und Komponenten die Schwachstellen zu sein und nicht das Prinzip der Kraft- und Bewegungsübertragung selber.

## 7 Literaturverzeichnis

- [1] H. Thomas, „PlasmaLab/EKoPlasma,“ DLR, [Online]. Available: <http://complex-plasmas.dlr.de/index.php/plasmlab>. [Abgerufen am 14 Mai 2018].
- [2] H. Thomas, „Plasmaforschung auf der ISS,“ DLR, 30 November 2016. [Online]. Available: [http://www.dlr.de/dlr/de/desktopdefault.aspx/tabid-10293/427\\_read-20253/#/gallery/25126](http://www.dlr.de/dlr/de/desktopdefault.aspx/tabid-10293/427_read-20253/#/gallery/25126). [Abgerufen am 14 Mai 2018].
- [3] C. A. Knappek et al., *Ekoplasma - Experiments with Grid Electrodes in Microgravity*, 2018.
- [4] Pfeiffer Vacuum GmbH, *The Vacuum Technology Book Volume II*, msp druck und medien gmbh, 2013.
- [5] OHB, „Ekoplasma - Technical Assessment and Planning,“ 2017.
- [6] PiezoMotor, *Piezo LEGS Rotary 50 mNm*, Datenblatt.
- [7] Avago Technologies, *AEDR-8300 Series Encoders*, Datenblatt.
- [8] H. Krumbholz, *Belastungsversuche*, 1939, p. 79 ff..
- [9] C. M. Harris und A. G. Piersol, *Harris' Shock and Vibration Handbook*, fifth edition Hrsg., McGraw-Hill, Hrsg., 2002.
- [10] S. S. Rao, *Mechanical Vibrations*, Bd. Fifth Edition, Prentice Hall, 2011.
- [11] Vibration Research, „What is PSD,“ 2015. [Online]. Available: <http://www.vibrationresearch.com/university/lesson/what-is-the-psd/>. [Abgerufen am 14 Mai 2018].
- [12] European Cooperation for Space Standardization, *ECSS-E-HB-32-26A*, 2013, pp. 29-42.
- [13] R. Gutro, „NASA - Webb Telescope,“ 03 Januar 2017. [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/feature/goddard/2017/nasas-webb-telescope-to-resume-vibration-testing-in-january>. [Abgerufen am 14 Mai 2018].
- [14] iABG, „Raumfahrt,“ 2018. [Online]. Available: <http://www.iabg.de/geschaeftsfelder/raumfahrt.html/>. [Abgerufen am 14 Mai 2018].

- [15] Deutsches Institut für Normung e.V., *DIN EN 60068-2-64:2009-04, Umgebungseinflüsse - Teil 2-64: Prüfverfahren - Prüfung Fh: Schwingen, Breitbandrauschen (digital geregelt) und Leitfaden (VDE 0468-2-64)*, 2009.
- [16] Deutsches Institut für Normung e.V., *DIN EN 60068-2-6:2008-10, Umgebungseinflüsse - Teil 2-6: Prüfverfahren - Prüfung Fc: Schwingen (sinusförmig) (VDE 0468-2-6)*, 2008.
- [17] Deutsches Institut für Normung e.V., *DIN EN 60068-2-27:2010-02, Umgebungseinflüsse - Teil 2-27: Prüfverfahren - Prüfung Ea und Leitfaden: Schocken (VDE 0468-2-27)*, 2010.
- [18] Radio Technical Commission for Aeronautics (RTCA), „Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment,“ in *RTCA/DO-160 G*, Washington, DC, 2010, p. 250.
- [19] Departement of Defense, *MIL-STD-810G*, 2008.
- [20] S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, *ISS Russian Segment User Manual*, Bd. Version 2, 2016.
- [21] Brüel & Kjær, *LDS Small Electromagnetic Vibration Systems*, Datenblatt.
- [22] Brüel & Kjær , „Low-Force Shaker,“ 2018. [Online]. Available: <https://www.bksv.com/en/products/shakers-and-exciter/LDS-shaker-systems/low-force-shakers/V721>. [Abgerufen am 14 Mai].
- [23] LDS Dactron, *Shaker Control User Guide*, Bd. Rev. 6.2, LDS Test and Measurement, 2007.
- [24] F. Klocke und C. Brecher, *Zahnrad- und Getriebetechnik*, Hanser, 2017.
- [25] Controls, Barry, 2013. [Online]. Available: <http://www.emtengineering.com/wp-content/uploads/2013/04/Barry-Controls-Random-Vibration.pdf>. [Abgerufen am 14 Mai 2018].
- [26] J. T. Broch, *Mechanical Vibration and Shock Measurements*, K. Larsen & Søn A/S, 1984.
- [27] T. Grünendick und B. Käferstein, „Umweltprüfungen an Komponenten mit Hilfe von Breitbandrauschen,“ 1999.

- [28] T. Melz, *Entwicklung und Qualifikation modularer Satellitensysteme zur adaptiven Vibrationskompensation an mechanischen Kryokühlern*, 2001, pp. 141-147.
- [29] O. Mierheim, T. Glaser, C. Hühne, S. Kottmeier und C. Hobbie, *Vibration Testing of the Eu:CROPIS Satellite Test Structure*, 2017.
- [30] F. Peter, S. Graham und S. John , *Spacecraft Systems Engineering* (Fourth Edition), Wiley, 2011.
- [31] J. R. Wertz, D. F. Everett and J. J. Puschell, *Space Mission Engineering: The New SMAD*, Microcosm Press, 2011.

## 8 Anhang

### A. Videoverzeichnis

Video 1	Shakertest rsa1; Schrauben lösen sich aus Halterung SM1 der Elektrode
Video 2	Shakertest rsb1: Zahnkranz Guard Ring bewegt sich (sichtbar links)
Video 3	Funktionstest rsd1: Zahnkranz Guard Ring bewegt sich nicht mit
Video 4	Funktionstest orbc1: SM1 blockiert; Zahnkranz wölbt sich
Video 5	Funktionstest orbc1: SM2 und 3 bewegen sich mit Zahnkranz, dann Blockade
Video 6	Funktionstest rsdneu: SM1 blockiert Bewegung des Zahnkranzes, SM2 und 3 bewegen sich anfangs (mehrmals angucken und jede SM einzeln betrachten)
Video 7	Shakertest rsdneu zweiter Durchlauf: Bewegung des Zahnkranzes
Video 8	Funktionstest rsdneu: Zahnkranz des Guard Rings wird aus Eingriff des Ritzels gedrückt
Video 9	Funktionstest rsdneu nach Demontage: ab Sek. 30 – Zahnkranz des Guard Rings wird beim Herunterfahren aus dem Eingriff des Antriebritzels gedrückt, Hinauffahren funktioniert
Video 10	Siehe Video 9, anderer Blickwinkel
Video 11	Funktionstest rsdneu: Zahnkranz Guard Ring springt beim Herunterfahren mehrmals, greift aber wieder ein und Guard Ring wird nach unten verfahren
Video 12	Funktionstest rsdneu: Mit definierter Kraft (über Herandrücken des Zahnkranzes des Guard Rings mit Finger) lässt sich dieser nach unten fahren
Video 13	Funktionstest rsdneu: ab Sek. 22 – bei Wegnahme der Kraft auf den Zahnkranz des Guard Rings, drückt sich dieser wieder aus dem Eingriff des Antriebritzels
Video 14	Funktionstest orbeneu: Zahnkranz des Guard Rings nicht im Eingriff des

Antriebritzels

Video 15	Funktionstest: Zahnkranz des Guard Rings „hüpft“ bei Richtungswechsel von rauf zu runter
Video 16	Funktionstest: Zahnkranz des Guard Rings „hüpft“ bei Richtungswechsel von runter zu rauf
Video 17	Referenz: Aufnahmen der Bewegung der Getriebesysteme von Guard Ring und Elektrode
Video 18	Shakertest rsd1: Zahnkranz Guard Ring bewegt sich
Video 19	Shakertest orbc1: Zahnkranz Guard Ring bewegt sich
Video 20	Raketenstart a) 1: Anfängliche Vibrationen
Video 21	Raketenstart d) 1: Anfängliche Vibrationen
Video 22	Orbitalflug e) 1: Anfängliche Vibrationen

Shakertestvideos (auf Anfrage beim DLR einsehbar)

Die Videos mit folgendem Namen: „Simulation\_name\_kam“ sind Aufnahmen des jeweiligen Shakertests mit der Kamera.

Die Videos mit folgendem Namen: „Simulation\_name\_gopro“ sind Overview Aufnahmen des jeweiligen Shakertests mit der GoPro Hero 3+.

Die Zahlen vor dem Namen geben an ob es sich um Durchlauf 1 oder 2 handelt, die Zahlen am Ende zeigen die Reihenfolge der Videos an. Manche Shaketests waren zu lang für ein Video.



## B. Datenblätter

Datenblatt Piezomotor LR50 12D:

## Piezo LEGS® Rotary 50mNm

Technical Specification			
Type	LR5012D non-magnetic vacuum	Unit	Note
Angular Range	360	°	continuous
Speed Range <sup>a</sup>	0-100	°/s	recommended, no load
Step Angle <sup>b</sup>	550	µrad	one wfm-step
	0.07 <sup>c</sup>	µrad	one micro-step <sup>c</sup>
Resolution	< 0.1	µrad	driver dependent
Recommended Operating Range	0-25	mNm	for best micro-stepping performance and life time
Stall Torque	50	mNm	
Holding Torque	55	mNm	
Shaft Load, Max.	3	N	radial (5 mm from mounting face)
	2	N	axial
Shaft Press Fit Force, Max.	5	N	
Vacuum	10 <sup>-7</sup>	torr	
Maximum Voltage	48	V	
Power Consumption <sup>d</sup>	7	mW/Hz	=0.7 W at 100 Hz wfm-step frequency
Connector	soldered cable with JST 05SR-3S		
Mechanical Size	Ø23 x 34.1	mm	see drawing for details
Material in Motor Housing	Non-magnetic		
Weight	60	gram	
Operating Temperature	-20 to +70	°C	

150062-05

a. Max value is typical for waveform *Rhomb* at 2 kHz, no load, temperature 20°C.  
b. Typical value for waveform *Delta*, 25 mNm torque, temperature 20°C.  
c. Driver dependent; 8192 micro-steps per wfm-step for driver in the PMD200-series.  
d. At temperature 20°C, intermittent runs.

Note: All specifications are subject to change without notice.

Item no. **LR5012D-00B10**Family name

LEGS Rotary

Stall torque

50 = 50 mNm

VersionMotor type

D = NMV / Non-Magnetic Vacuum

Encoder

00 = No Encoder (only option)

Connector/Cable

B10 = 1.0 m Teflon flying wires PTFE AWG28 for connection to driver PMD101 and PMCM31

For connection to driver PMD206 or PMD236 you need a D-sub adapter, p/n CK6280.

Visit our website for application examples,  
CAD files, videos and more...

[www.piezomotor.com](http://www.piezomotor.com)


PiezoMotor Uppsala AB  
Stålgatan 14  
SE-754 50 Uppsala, Sweden

Telephone: +46 18 489 5000  
Fax: +46 18 489 5001

info@piezomotor.com  
www.piezomotor.com



## Auszug Datenblatt Shaker LDS V721:

## Small Electromagnetic Shakers

LDS Shaker Model	V555 Series	V650 Series		V721 Series	V780 Series
Recommended LDS Amplifier	LPA1000 + FPS	LPA1000 + FPS	HPAK	LPA1000 + FPS	HPAK
Sine Force (peak)	0.94 kN (211 lbf)	1.62 kN (364 lbf)	2.2 kN (495 lbf)	2.9 kN (651 lbf)	5.12 kN (1150 lbf)
Random Force (rms)	0.636 kN (143 lbf)	1.09 kN (245 lbf)	1.54 kN (346 lbf)	1.9 kN (427 lbf)	4.23 kN (950 lbf)
Half-sine Shock Force*	1.2 kN (281 lbf)	2.1 kN (475 lbf)	3.1 kN (691 lbf)	4.6 kN (1028 lbf)	9.5 kN (2145 lbf)
Velocity (sine peak)	1.50 m/s (59.1 in/s)	1.40 m/s (55.1 in/s)	1.50 m/s (59.1 in/s)	0.70 m/s (27.6 in/s)	1.90 m/s (74.8 in/s)
Acceleration (sine peak)	981 m/s <sup>2</sup> (100.0 g <sub>n</sub> )	722 m/s <sup>2</sup> (73.7 g <sub>n</sub> )	981 m/s <sup>2</sup> (100.0 g <sub>n</sub> )	650 m/s <sup>2</sup> (66.3 g <sub>n</sub> )	1088 m/s <sup>2</sup> (111.0 g <sub>n</sub> )
Acceleration Random (rms)	677 m/s <sup>2</sup> (69 g <sub>n</sub> )	486 m/s <sup>2</sup> (49.6 g <sub>n</sub> )	686 m/s <sup>2</sup> (70.0 g <sub>n</sub> )	440 m/s <sup>2</sup> (44.9 g <sub>n</sub> )	490 m/s <sup>2</sup> (50.0 g <sub>n</sub> )
Displacement (peak-peak)†	25.4 mm (1.0 in)	25.4 mm (1.0 in)		25.4 mm (1.0 in)	25.4 mm (1.0 in)
Mass of Moving Elements	0.94 kg (2.07 lb)	2.24 kg (4.94 lb)		4.46 kg (9.83 lb)	4.70 kg (10.36 lb)
Body Mass	97.5 kg (215 lb)	189 kg (417 lb)		381.0 kg (840.0 lb)	381.0 kg (840.0 lb)
Armature Resonance (f <sub>n</sub> )	4850 Hz	3800 Hz		3150 Hz	2950 Hz
Usable Frequency Range	dc to 6300 Hz	dc to 4000 Hz		dc to 4000 Hz	dc to 4000 Hz
Acoustic Noise‡	104 dBA	110 dBA		110 dBA	110 dBA
Total Heat Dissipation (from body)	1.52 kW	1.70 kW	2.30 kW	2.10 kW	3.20 kW
Total Heat Dissipation (from cooling fan)	1.35 kW	1.5 kW	2.1 kW	1.9 kW	4.8 kW
Ambient Working Temperature	0 – 30 °C (32 – 86 °F)				
Maximum Dimensions (trunnion-mounted shaker)	582 x 300 x 485 mm (22.9 x 11.8 x 19.1 in)	670 x 380 x 535 mm (26.4 x 15.0 x 21.1 in)	670 x 380 x 535 mm (26.4 x 15.0 x 21.1 in)	816 x 490 x 673.4 mm (32.1 x 19.3 x 26.5 in)	816 x 490 x 673.4 mm (32.1 x 19.3 x 26.5 in)

\* Half-sine shock force is calculated with the standard payload, 2 ms pulsewidth, 10% pre/post pulse.

† Displacement can vary with payload and shaker orientation. Please contact Brüel & Kjær for advice on specific test requirements.

‡ Measured at a distance of 1 m (3.3 ft) and at a height of 1.6 m (5.2 ft) above floor level in an enclosed cell.

## HPAK Switching Power Amplifier

The HPAK amplifier is a dedicated 5 kVA unit optimised for use with the LDS V650 Series and V780 Series shakers to deliver greater force than if using the LPA1000 amplifier. This compact unit delivers the power for both the shaker and field coils, as well as power for the cooling fan.

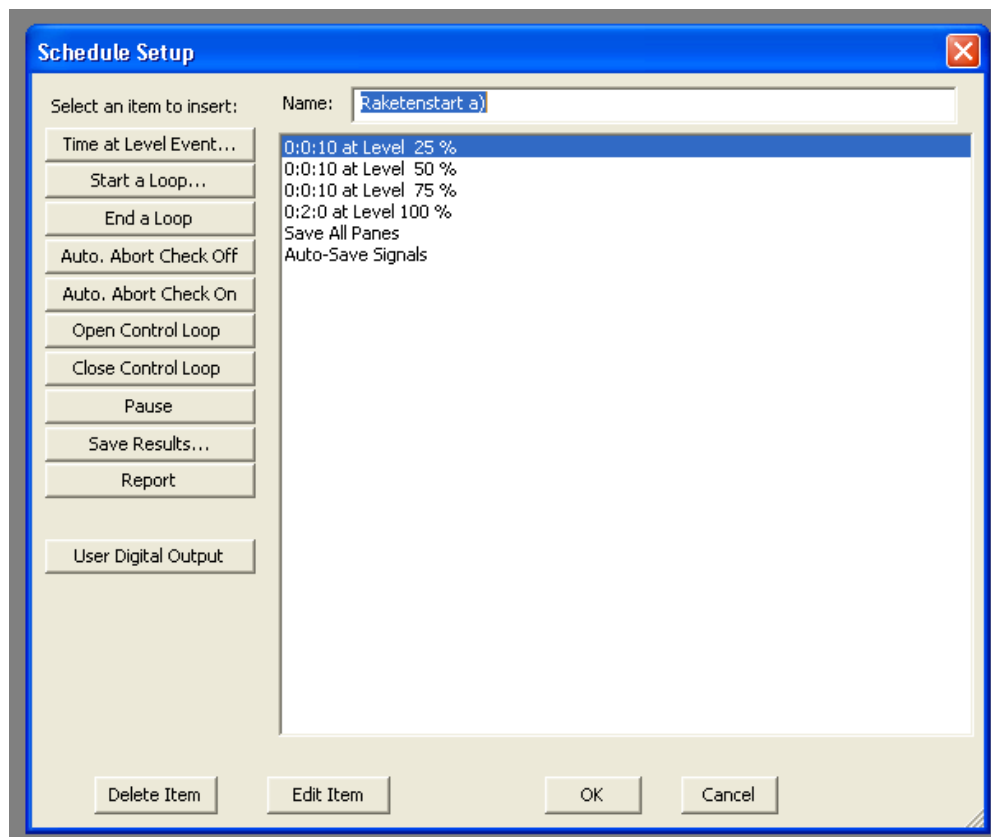


LDS HPAK Amplifier

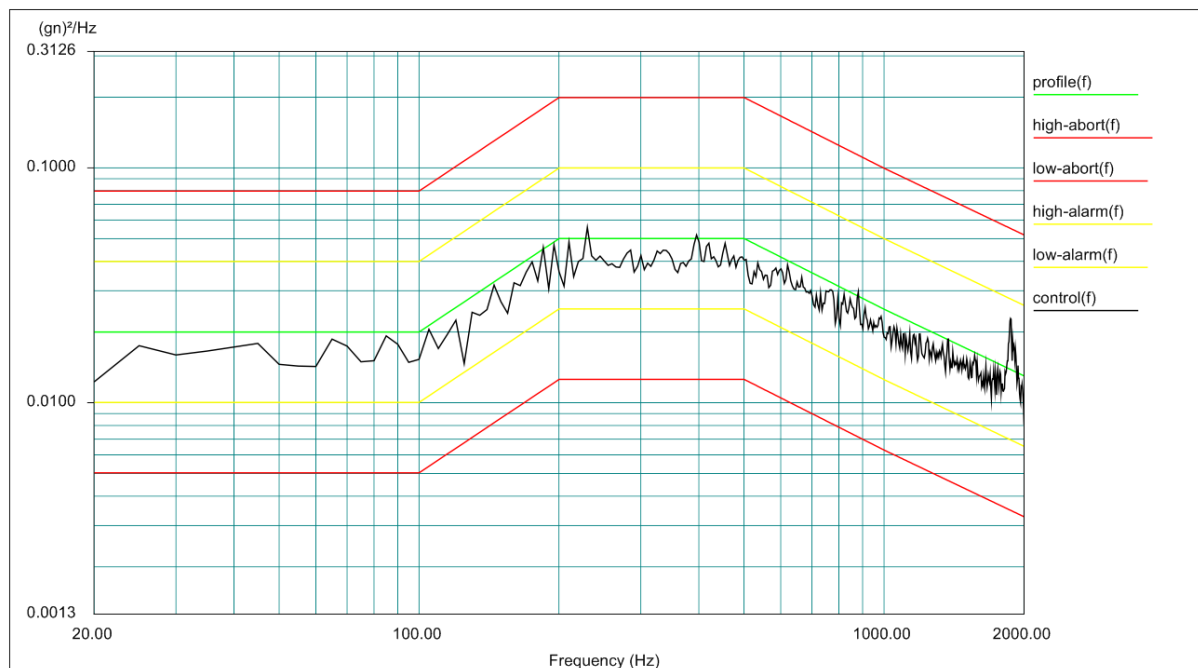
Classification	class D switching amplifier, air-cooled
Input Supply — three phase	50/60 Hz: 380, 400, 415, 440 V 60 Hz: 480, 500 V
Power Output	5 kVA
Rated Output Voltage	100 V rms (sine)
Continuous Output Current	50 A rms (sine and random)
Transient Output Current	150 A for 100 ms
Switching Frequency	150 kHz
Modulation Range	dc to 10 kHz
Total Harmonic Distortion	Typically 0.15%
Input Sensitivity — differential output	1.0 Vrms for 100Vrms output
Input Impedance	10 kΩ nominal
Amplifier Efficiency	> 90%
Module Efficiency	93%
Signal-to-Noise Ratio§	> 68 dB
Overall Dimensions	537 x 825 x 1000 mm (21.1 x 32.5 x 39.4 in)
Weight	210 kg (463 lb)

§ With respect to 100 V rms output, 10 kΩ input termination and rated resistive load connected.

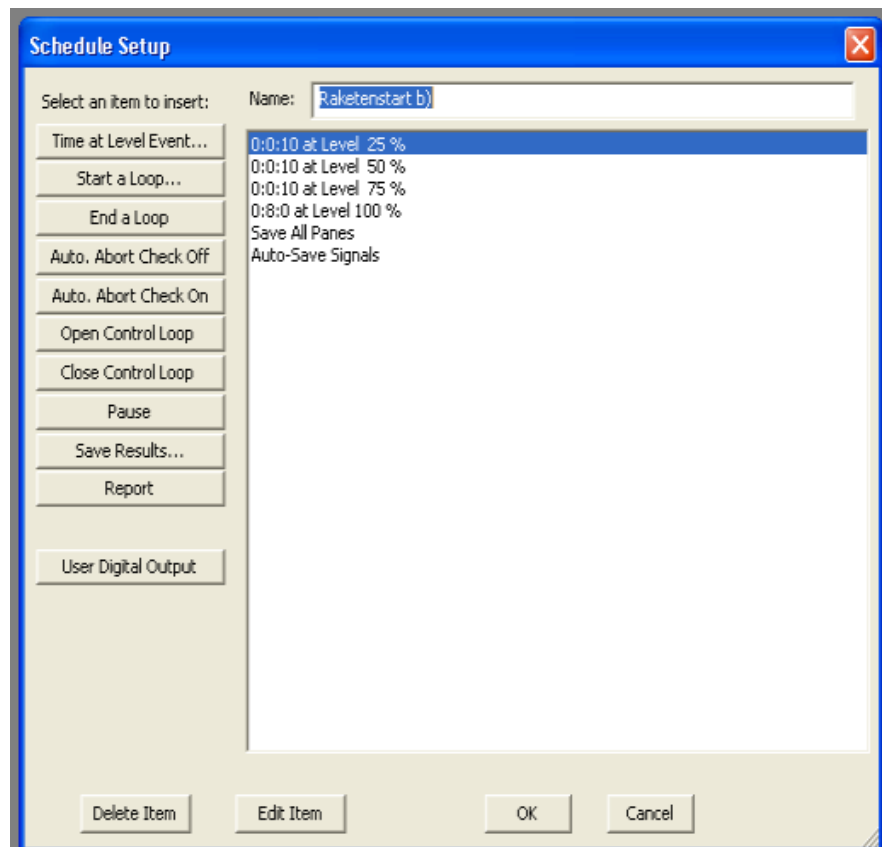
## C. Programme und Vibrationsprofile der Shakertests



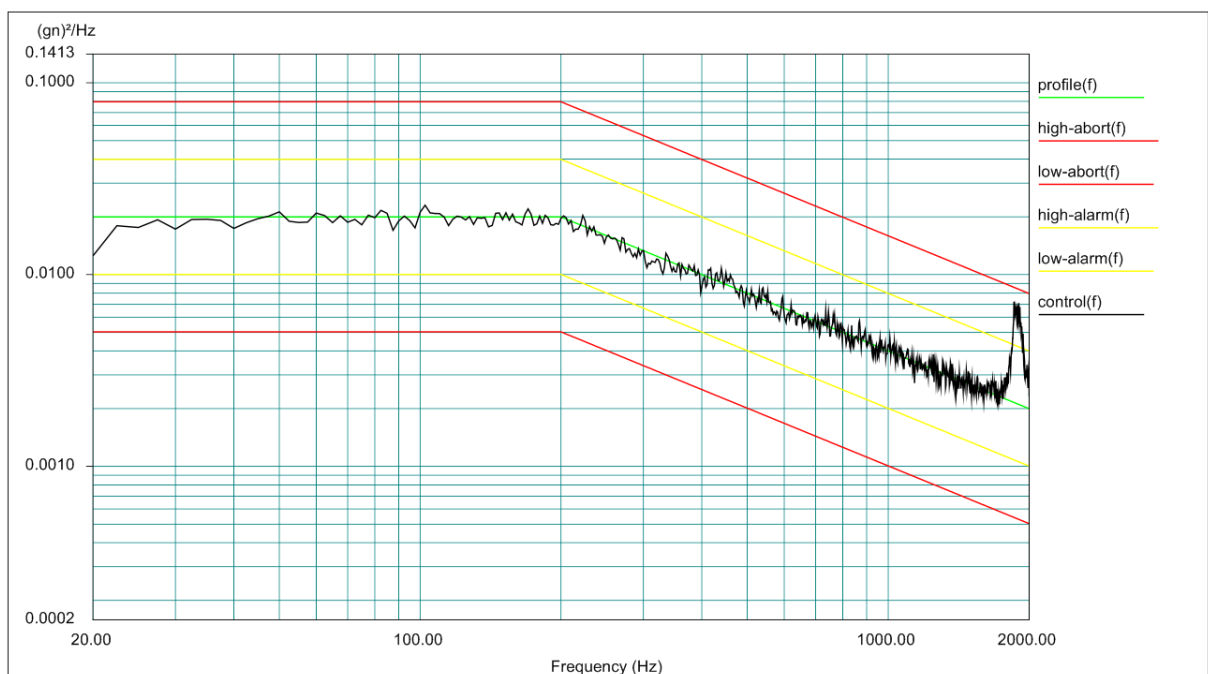
**Abbildung C.1:** Raketenstart a) - Shaker Programm



**Abbildung C.2:** Raketenstart a) - Vibrationsprofil



**Abbildung C.3:** Raketenstart b) - Shaker Programm



**Abbildung C.4:** Raketenstart b) - Vibrationsprofil

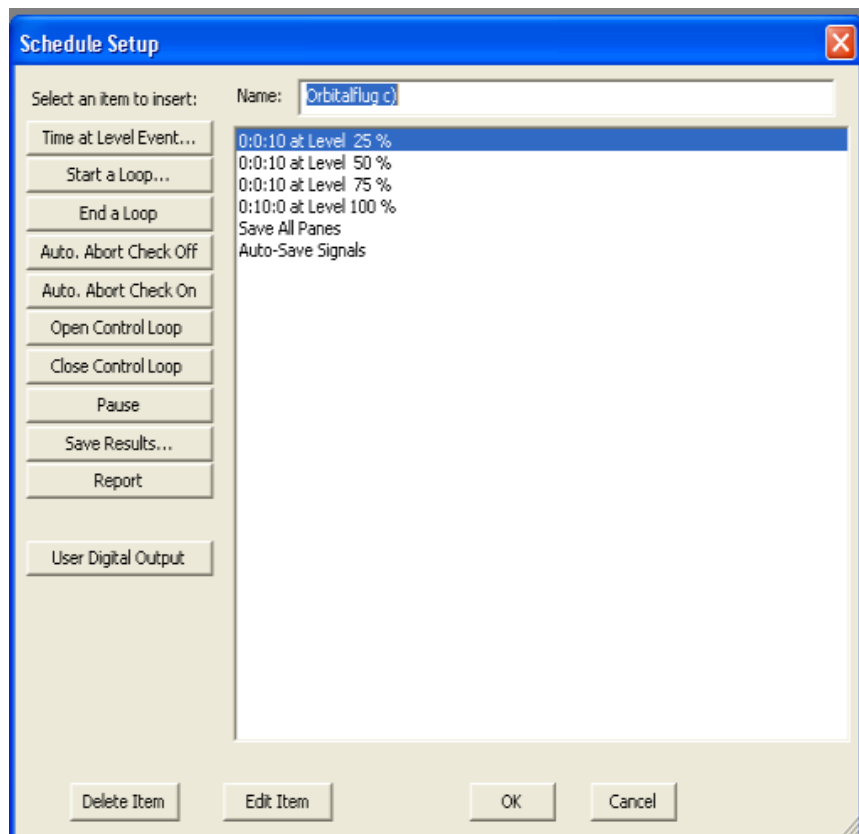


Abbildung C.5: Raketenstart c) - Shaker Programm

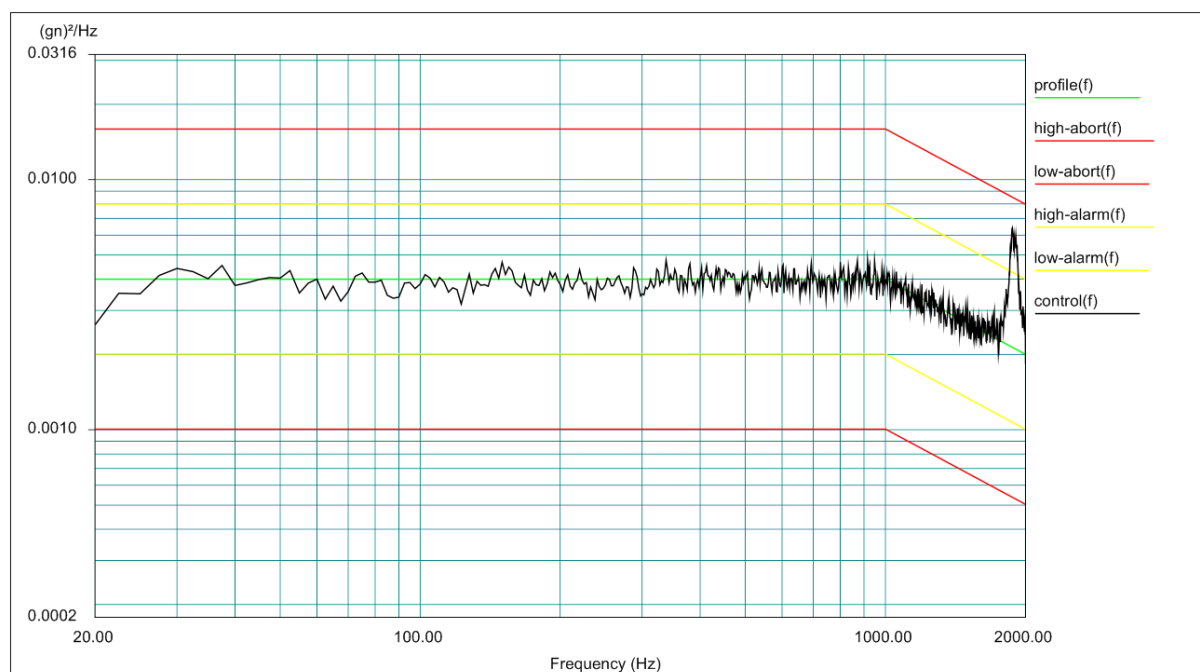


Abbildung C.6: Raketenstart c) - Vibrationsprofil

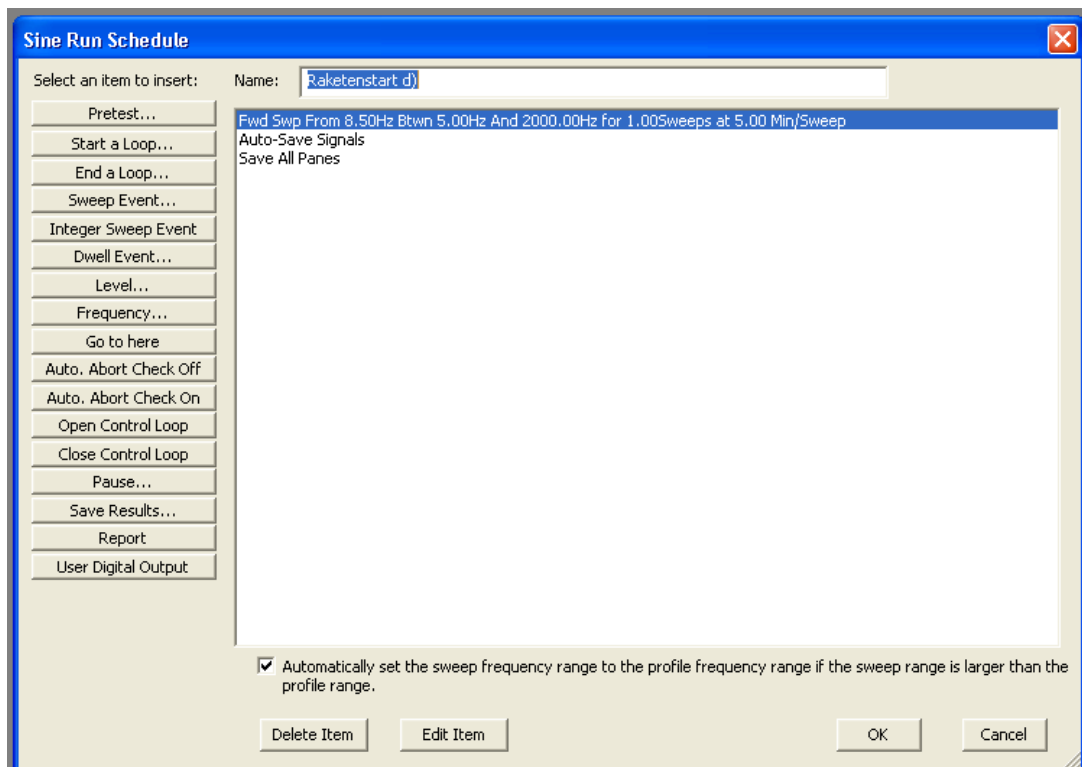


Abbildung C.7: Orbitalflug d) - Shaker Programm

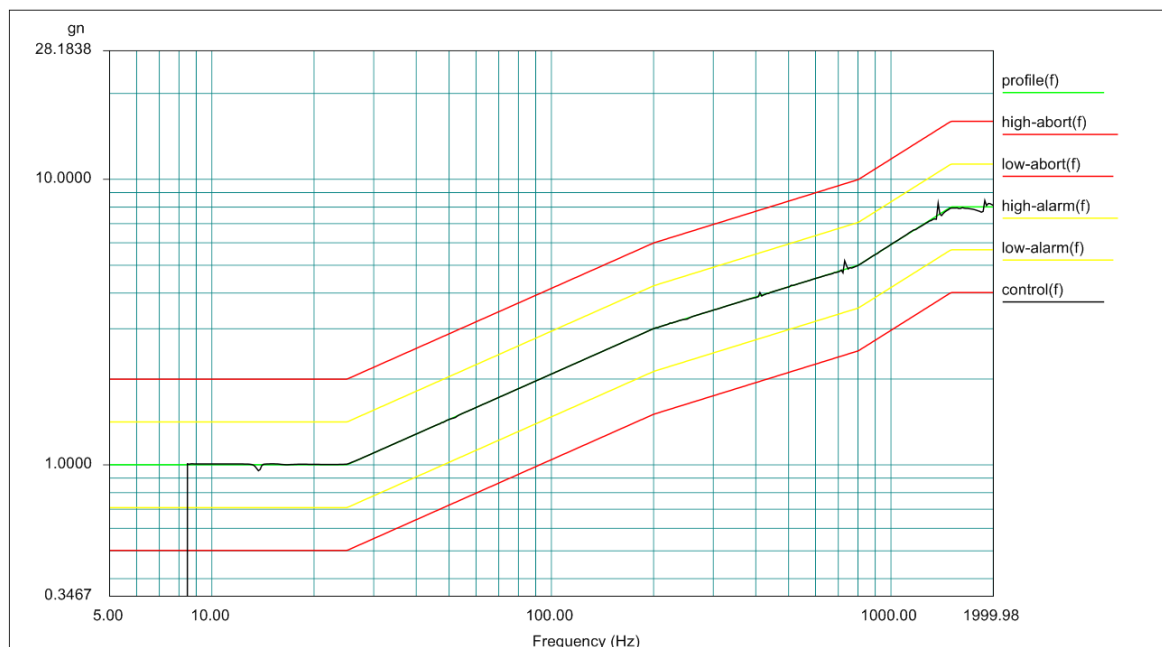


Abbildung C.8: Orbitalflug d) - Vibrationsprofil

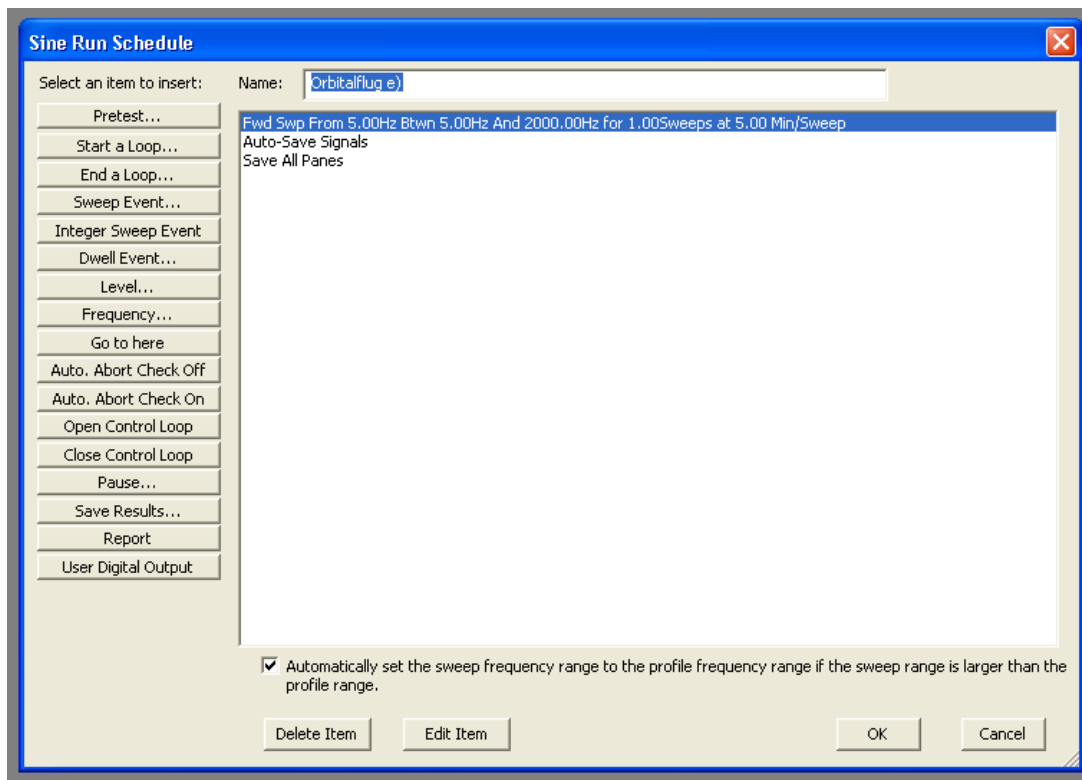


Abbildung C.9: Orbitalflug e) - Shaker Programm

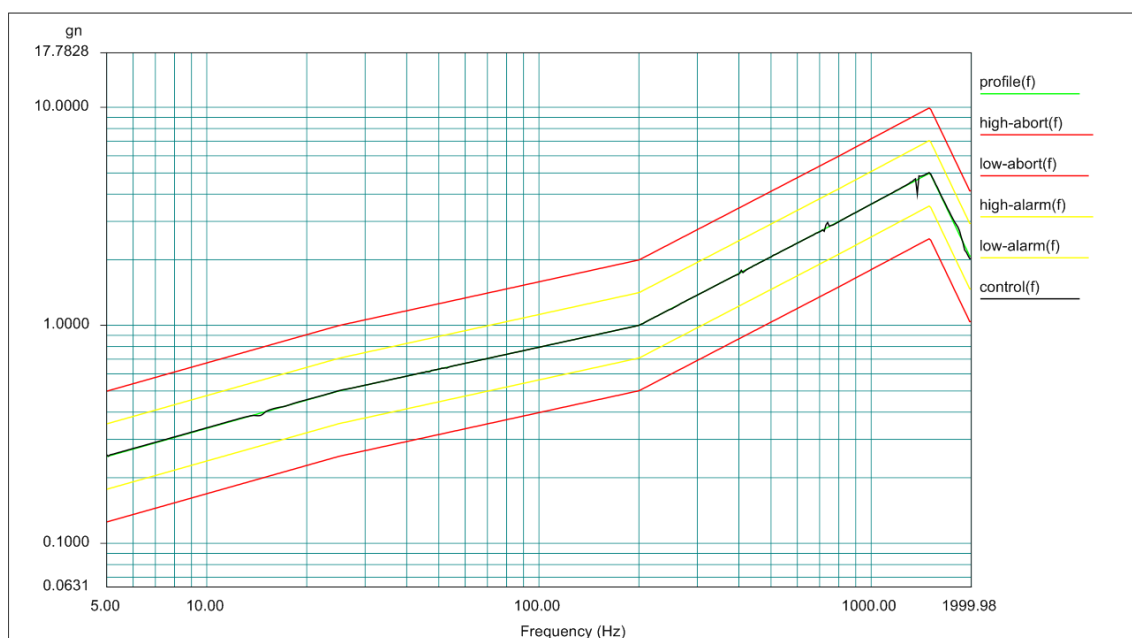


Abbildung C.10: Orbitalflug e) - Vibrationsprofil

## D. Gesamt Zeit- und Schrittverläufe der Funktionstests

**Tabelle D.1:** Zeit Elektrode Durchlauf 1

time	Electrode UP			Electrode DOWN		
	min	max	average	min	max	average
ref1	299,128	299,626	299,424	306,268	308,364	307,478
rsa1	306,4	306,4	306,4	317,978	317,978	317,978
rsb1	305,778	306,556	306,167	314,292	314,52	314,406
orbc1	303,748	303,748	303,748	326,334	326,334	326,334
orbe1	308,09	309,058	308,501	325,784	345,698	333,644

**Tabelle D.2:** Zeit Guard Ring Durchlauf 1

time	Guard Ring UP			Guard Ring DOWN		
	min	max	average	min	max	average
ref1	355,154	358,818	357,162	353,118	363,664	358,575
rsa1	400,868	400,868	400,868	404,254	404,254	404,254
rsb1	396,962	396,962	396,962	402,392	402,648	402,52
orbc1	393,52	393,52	393,52	402,896	402,896	402,896
orbe1	379,89	381,786	380,838	391,022	392,616	391,997

**Tabelle D.3:** Schritte Elektrode Durchlauf 1

steps	Electrode UP			Electrode DOWN		
	min	max	average	min	max	average
ref1	598100	599096	598692	612380	616572	614801
rsa1	612644	612644	612644	635800	635800	635800
rsb1	611400	612956	612178	628428	628884	628656
orbc1	607340	607340	607340	652512	652512	652512
orbe1	616024	617960	616845	651412	691240	667132

**Tabelle D.4:** Schritte Guard Ring Durchlauf 1

steps	Guard Ring UP			Guard Ring DOWN		
	min	max	average	min	max	average
ref1	710152	717480	714168	706080	727172	716994
rsa1	801580	801580	801580	808352	808352	808352
rsb1	793768	793768	793768	804628	805140	804884
orbc1	786884	786884	786884	805636	805636	805636
orbe1	759624	763416	761520	781888	785076	783837



**Tabelle D.5:** Zeit Elektrode Durchlauf 2

time	Electrode UP			Electrode DOWN		
	min	max	average	min	max	average
ref2	321,096	323,212	322,377	348,252	350,072	349,449
rsa2	324,77	324,816	324,793	336,598	339,872	338,437
rsb2	318,236	319,704	318,88	331,42	334,672	332,858
rsd2	316,21	318,33	317,041	329,442	331,554	330,513
orbc2	326,548	338,858	332,703	337,408	348,194	344,073
orbe2	322,798	330,734	328,116	333,744	341,584	338,595

**Tabelle D.6:** Zeit Guard Ring Durchlauf 2

time	Guard Ring UP			Guard Ring DOWN		
	min	max	average	min	max	average
ref2	394,508	395,576	395,042	404,116	408,174	406,572
rsa2	419,034	420,162	419,598	429,482	431,728	430,605
rsb2	436,276	436,524	436,4	446,808	450,214	448,511
rsd2	441,292	441,372	441,332	448,844	451,572	450,208
orbc2	458,27	461,724	459,997	475,288	476,754	476,021
orbe2	446,556	455,438	450,997	464,328	465,966	465,174

**Tabelle D.7:** Schritte Elektrode Durchlauf 2

steps	Electrode UP			Electrode DOWN		
	min	max	average	min	max	average
ref2	642036	646268	644598	696348	699988	698741
rsa2	649384	649476	649430	673040	679588	676718
rsb2	636316	639252	637604	662684	669188	665560
rsd2	632264	636504	633926	658728	662952	660871
orbc2	652940	677560	665250	674660	696232	687989
orbe2	645440	661312	656076	667332	683012	677035

**Tabelle D.8:** Schritte Guard Ring Durchlauf 2

steps	Guard Ring UP			Guard Ring DOWN		
	min	max	average	min	max	average
ref2	788860	790996	789928	808076	816192	812988
rsa2	837912	840168	839040	858808	863300	861054
rsb2	872396	872892	872644	893460	900272	896866
rsd2	882428	882588	882508	897532	902988	900260
orbc2	916384	923292	919838	950420	953352	951886
orbe2	892956	910720	901838	928500	931776	930192